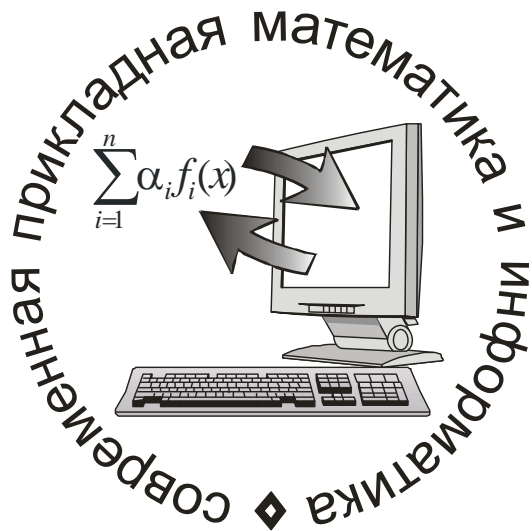


Г.В. МОИСЕЕВ, В.С. МОИСЕЕВ

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ СОЗДАНИЯ И
ПРИМЕНЕНИЯ ИМИТАЦИОННЫХ
БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ
КОМПЛЕКСОВ**

МОНОГРАФИЯ



**КАЗАНЬ
2013**

УДК 629.735
ББК 39.52

Редактор серии:

Моисеев В.С. - заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, доктор технических наук, профессор.

Рецензенты:

Гайнутдинов В.Г. – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой Конструкции и проектирования летательных аппаратов Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ.

Лихачев В.П. – доктор технических наук, профессор кафедры Боевого применения средств радиоэлектронной борьбы (с воздушно-космическими системами и наводящимся оружием) ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина».

Моисеев Г.В., Моисеев В.С.

М 74 Основы теории создания и применения имитационных беспилотных авиационных комплексов: монография. – Казань: Редакционно-издательский центр, 2013. – 208 с., ил. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»)

ISBN 978-5-906158-14-7

В монографии рассмотрены основы прикладной теории создания и применения беспилотных авиационных комплексов имитационного назначения.

На основе результатов системного анализа предметной области определены роль и место, особенности проектирования и типовые эпизоды применения комплексов авиационных ложных целей воздушного старта. Рассмотрен типовой состав и функции воздушного пункта управления авиационными ложными целями.

Предложен комплекс математических моделей и методов определения оптимального состава смешанных авиационных группировок, продолжительности их применения, оценки потерь и требуемого количества воздушных пунктов управления. Предложен оригинальный метод формирования законов управления авиационной ложной целью на основе бортовых полетных данных самолета-имитатора.

Приводятся постановки и методы решения основных задач создания авиационных ложных целей, обеспечивающих формирование оптимальных проектных и управленческих решений в процессе их разработки, в том числе при определении проектных параметров системы «самолет-носитель – авиационные ложные цели».

Монография рассчитана на широкий круг специалистов, связанных с разработкой и эксплуатацией беспилотных авиационных комплексов, а также на студентов и аспирантов соответствующих специальностей.

©Моисеев Г.В., 2013

©Моисеев В.С., 2013

©Республиканский центр
мониторинга качества
образования, 2013

ISBN 978-5-906158-14-7

Предисловие редактора серии

Современный этап развития общества характеризуется у нас в стране и за рубежом активным переходом от компьютеризации к информатизации практически всех сфер его деятельности.

При этом главным его препятствием, на наш взгляд, является отсутствие глубоко проработанных теоретических основ информатизации деятельности человека, организации, региона, государства общества в целом и, в частности, теории оптимального проектирования эксплуатации и развития больших и сложных систем, в которые внедряются информационные технологии.

Основу такой теории и технологии должны составить современные модели, методы и средства прикладной математики и информатики. При этом рассмотрение вопросов автоматизации формирования и оптимизации всевозможных решений должно ориентироваться на широкое применение математических моделей, методов и алгоритмов, реализуемых в составе соответствующих прикладных информационных технологий.

К настоящему времени нельзя говорить об информатике как о завершённой области научного знания с четко определенными предметом, целями, задачами и методами исследований. При этом практически отсутствуют научно обоснованные рекомендации по организации эффективной разработки, внедрения, эксплуатации и развития создаваемых информационных систем. Выход из этого положения видится нам в опережающем развитии такой ее составляющей, как «прикладная информатика».

Главной целью прикладной информатики является создание инженерных методик разработки современных информационных систем и технологий различного назначения. В этих методиках должны найти глубокое применение современные и перспективные модели и методы прикладной математики, языки программирования, инструментальные средства и технологии разработки защищенных программ и баз данных, операционные системы и среды, системы управления базами и банками данных, аппаратно-программные средства хранения, обработки и передачи информации.

Активное развитие прикладной информатики позволит обобщать получаемые результаты в рамках соответствующих теорий, а это будет являться стимулом к развитию, как теоретической информатики, так и прикладной математики. Полученные при этом модели и методы будут использоваться в соответствующих методиках создания, эксплуатации и развития информационных систем и технологий их функционирования.

В серии книг «Современная прикладная математика и информатика», ориентированных на специалистов в этих областях, а также на студентов и аспирантов соответствующих специальностей, выходит очередная монография, посвящённая математическим моделям и методам решения основных задач

аналитического проектирования и эффективного применения имитационных беспилотных авиационных комплексов. Полученные научные результаты могут быть использованы при разработке инженерных методик и прикладных информационных технологий создания и применения эффективных имитационных беспилотных систем.

В серии «Современная прикладная математика и информатика» вышли книги:

Моисеев В.С., Козар А.Н. Основы теории применения управляемых артиллерийских снарядов. Казань: Изд-во КВАКУ, 2004.

Рассмотрена теория применения управляемых артиллерийских снарядов, даны модели и методы их оптимального планирования. Особое внимание уделяется методам преодоления управляемыми артиллерийскими снарядами зон активной защиты целей и планированию одновременного удара по цели несколькими управляемыми артиллерийскими снарядами.

Книга может быть полезна как для слушателей и курсантов высших военных учебных заведений, так и для работников научно-исследовательских институтов.

Медведев В.И. Программирование на C++, C++.NET и C#. Казань: Мастер Лайн, 2005.

Излагаются основные понятия и методика разработки объектно-ориентированных программ на языках C++, C++.NET и C# с использованием библиотеки классов Framework .NET платформы. Особое внимание уделено разработке Windows приложений из потоковых объектов и компонентов.

Монография предназначена для студентов вузов по направлению вычислительная техника и информатика, а также для всех, владеющих языком программирования C и желающих освоить .NET технологию программирования.

Зайдуллин С.С., Моисеев В.С. Математические модели и методы управления территориально распределёнными системами. Казань: Мастер Лайн, 2005.

Рассмотрены теоретические основы управления сложными территориально распределёнными организационно-техническими системами. Решение задач анализа, синтеза и управления такими системами выполняется на основе специальных прикладных информационных технологий.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки территориально распределённых систем.

Медведев В.И. Разработка компонентов и контейнеров на C++.NET и C#. Казань: Мастер Лайн, 2005.

Углублённо рассмотрено построение компонентов, контейнеров и объединение компонентов в контейнере с предоставлением сервисных услуг на базе библиотеки классов .NET Framework.

Монография имеет практическую направленность и предназначена для всех, владеющих объектно-ориентированным программированием на языках C++.NET и C# и желающих освоить программирование .NET компонентов.

Рахматуллин А.И., Моисеев В.С. Математические модели и методы оптимизации нестационарных систем обслуживания. Казань: РИЦ «Школа», 2006.

Рассмотрены теоретические основы оптимизации и адаптивного управления процессами обслуживания в сложных информационных и организационно-

технических системах. Применение разработанных математических моделей, методов и алгоритмов иллюстрируется на практических задачах оптимизации и адаптивного управления функционированием систем обслуживания.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами исследования и оптимизации нестационарных процессов в сложных системах различного назначения.

Медведев В.И. .NET компоненты, контейнеры и удаленные объекты. Казань: РИЦ «Школа», 2006.

Книга посвящена компонентам – основным программным единицам при построении Windows-приложений в .NET технологии. Кроме компонентов и контейнеров, объединяющих компоненты в коллекции, значительное внимание уделено удалённым объектам и событиям, а также разработке использующих их распределённых приложений.

Для студентов и преподавателей вузов по направлению вычислительной техники и информатики. Представляет интерес для всех, знающих основы языков C++.NET и C# и желающих овладеть технологией создания и использования .NET компонентов для распределённых Windows приложений.

Козар А.Н., Борзов Г.Е., Рахматуллин А.И., Сотников С.В. Информатика ракетных войск и артиллерии. -Казань: «Отечество», 2006.

Работа посвящена применению современных программных оболочек типа Delphi для создания информационных технологий управления действиями ракетных войск и артиллерии тактического звена.

Габитов Р.И., Емалетдинова Л.Ю. Модели и методы разработки автоматизированных систем организационного управления: Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2007. – 120 с., ил. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

В монографии рассмотрены теоретические основы проектирования унифицированного программного обеспечения автоматизированных систем организационного управления технологическими процессами деятельности специалистов, а также оптимизационные модели, методы и алгоритмы, обеспечивающие эффективное функционирование проектируемой распределенной системы.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки автоматизированных систем организационного управления.

Литвин В.М., Набережнов Г.М., Песошин В.А., Шлеймович М.П. Сжатие данных в системах числового программного управления. Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2007. – 108 с.

Монография предназначена для широкого круга научных и инженерно-технических работников и студентов, занимающихся вопросами проектирования и моделирования систем числового программного управления.

Валеев М.Ф., Емалетдинова Л.Ю. Автоматизация организационного управления технологическими процессами налогообложения граждан: Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2007. – 136 с., ил. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

В монографии рассмотрены теоретические основы проектирования программного обеспечения автоматизированных систем организационного управления технологическими процессами налогообложения граждан, а также

предлагается методика краткосрочного прогнозирования доходов граждан на основе автоматизированного построения моделей временных рядов.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки автоматизированных систем организационного управления.

Тутубалин П.И., Моисеев В.С. Вероятностные модели обеспечения информационной безопасности автоматизированных систем обработки информации и управления: Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2008. – 151 с.

В монографии рассмотрены теоретические и практические основы создания максимально информационно безопасных, с точки зрения вероятностных критериев, автоматизированных систем обработки информации и управления, а так же разработаны подходы и методы повышения эффективности использования средств информационной безопасности.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки автоматизированных систем специального назначения.

Зиновьев П.А., Мейко А.В., Моисеев В.С. Инженерные методы расчета функциональной надежности и живучести корпоративных информационных систем: Монография. Казань: Отечество, 2009. – 256 с.

В монографии рассматриваются состав, структура и характеристики корпоративных информационных систем (КИС), обсуждаются их основные показатели надежности и живучести, формулируется постановка задач оценки функциональной надежности и живучести таких систем. Предлагаются математические модели и инженерные методы расчета этих критически важных показателей функционирования КИС.

Монография предназначена для широкого круга специалистов-разработчиков и инженерно-технических работников, занимающихся вопросами проектирования, внедрения и эксплуатации информационных систем корпоративного масштаба, а также оптимизацией режимов их функционирования на всех этапах жизненного цикла. Она может быть полезна также студентам старших курсов ВУЗов, бакалаврам, магистрам и аспирантам соответствующих специальностей.

Красильников В.Н., Козар А.Н., Моисеев В.С., Красильников О.В. Переносные комплексы автоматизированного управления огнем артиллерии тактического звена: Монография. Казань, Отечество, 2009. – 108 с.

В книге проведен анализ и сравнительная оценка отечественных и зарубежных комплексов автоматизированного управления огнем тактического звена управления. Предложена методика построения перспективного переносного комплекса автоматизированного управления огнем. Дан обзор современных средств управления огнем в тактическом звене, в том числе и компонентов двойного назначения. Представлена методика разработки математического, программного, информационного и методического обеспечения переносного комплекса автоматизированного управления огнем. Рассмотрены перспективы включения переносного комплекса в интегрированную АСУ артиллерии тактического звена. Приведено расчетно-экспериментальное обоснование результатов проведенной работы.

Книга может быть полезна как для слушателей и курсантов высших военных учебных заведений, так и для работников научно-исследовательских институтов

Министерства обороны Российской Федерации, занимающихся вопросами разработок и применения АСУ.

Борзов Г.Е., Козар А.Н., Моисеев В.С. Применение беспилотных вертолетов в перспективных комплексах автоматизированного управления огнем артиллерии тактического звена. Научное издание. Казанское высшее военное командное училище, 2009. – 148 с.

В монографии проведен анализ существующих и перспективных РОК. Приведен анализ существующих и перспективных БЛА вертолетного типа. Предложена общая структура, функции и принципы построения на базе АСУ *саdn* перспективного РОК с применением БРКВ. Описан процесс функционирования РОК. Предложены математические модели и методы разведки, целеуказания и выбора начальных параметров стрельбы УАС с применением БРКВ. Предложены математические модели и методы управления БРКВ, целеуказания и выбора начальных параметров стрельбы УАС в вертикальной плоскости с использованием БРКВ в режимах «висения», вертикального подъема/снижения и горизонтального полета. Рассмотрены основные принципы, направления и рекомендации по созданию перспективной АСУ *саdn* как среды для применения РОК. Предложена общая ИТ разведки, целеуказания и применения УАС в составе РОК перспективной АСУ *саdn*. Предложена вероятностная оценка эффективности РОК для стрельбы УАС с использованием БРКВ.

Монография может быть использована как для слушателей и курсантов высших военных учебных заведений, так и для работников научно-исследовательских институтов Министерства обороны Российской Федерации, занимающихся вопросами разработок и применения беспилотных летательных аппаратов.

Новикова С.В., Роднищев Н.Е. Основы идентификации динамических систем: Монография. Казань: РИЦ «Школа», 2009. – 192 с.

В монографии рассмотрены теоретические и практические основы создания эффективных методов и процедур адаптивной коррекции параметрической динамической системы в условиях неоднородности и неопределенности ее параметров при наличии внешних возмущающих факторов. Приводится разработка методов и процедур идентификации и коррекции управляемых стохастических систем с ограничениями на вектор состояния и параметры.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки и доводки автоматизированных технических систем.

Альмухаметова А.Ф., Моисеев В.С. Математические модели и методы комплексного управления запасами и спросом в территориально-распределенной торговой корпорации: Монография. Казань: РИЦ «Школа», 2010. – 170с.

В монографии рассмотрена проблема управления основной деятельностью территориально-распределенной торговой корпорации, сформулированы основные задачи комплексного управления запасами и спросом. Разработаны математические модели, методы, алгоритмы и прикладная информационная технология, обеспечивающие решение и реализацию представленных в работе задач.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами математического моделирования процессов оптимального управления запасами и спросом в логистике, а также разработкой и развитием корпоративных информационных систем в крупных торговых

корпорациях. Книга может быть полезна студентам и аспирантам соответствующих специальностей.

Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В. Основы теории создания и применения информационных беспилотных авиационных комплексов: Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2010. - 189с., ил. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»)

В монографии рассмотрены основы прикладной теории создания на этапе аналитического проектирования и применения беспилотных авиационных комплексов, решающих задачи информационного обеспечения. Приводится научно-методический аппарат для выбора оптимальных проектных и эксплуатационных параметров таких комплексов.

Монография рассчитана на широкий круг специалистов, связанных с разработкой и эксплуатацией беспилотных авиационных комплексов, а также для студентов и аспирантов, специализирующихся в этой области.

Ризаев И.С., Рахал Я. Интеллектуальный анализ данных для поддержки принятия решений: Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2011. - 170с.

Рассматриваются модели и алгоритмы в области интеллектуального анализа данных с использованием технологии Data Mining: классификация, кластеризация, поиск ассоциативных правил, прогнозирование. Методы проектирования хранилищ данных различной архитектуры. Разработка программного комплекса системы поддержки принятия решений.

Монография предназначена для широкого круга научных и инженерно-технических работников, преподавателей и студентов, занимающихся вопросами интеллектуального анализа данных на основе баз и хранилищ данных.

Моисеев В.С., Матвеев И.В., Нестерова Л.Е. Модели и методы создания перспективных учебно-тренировочных вертолетов: Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2011. - 160с., ил.

В монографии рассмотрены теоретические и практические основы создания перспективных учебно-тренировочных вертолетов на базе существующих образцов, разработан научно-методический аппарат выбора оптимального для модернизации вертолета, и решения круга задач его модернизации в учебно-тренировочный вариант применения.

Монография предназначена для широкого круга специалистов, занимающихся исследованиями в области разработки цифровых систем управления современных пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов вертолетной схемы.

Бутузова А.В., Моисеев В.С., Тутубалин П.И. Теоретические основы информатизации службы скорой медицинской помощи: Монография. – Казань: РИЦ «Школа», 2011. - 242с., ил.

В монографии изложены результаты оригинальных научных исследований и практические реализации, связанные с актуальной задачей разработки математических моделей и методов информатизации лечебно-профилактических учреждений и защиты персональных данных в них, в частности в работе рассмотрены подходы к информатизации деятельности такой жизненно важной структуры как служба скорой медицинской помощи.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки автоматизированных систем специального назначения.

Горбунов Д.А., Моисеев В.С. Основы прикладной теории неявных математических моделей и методов: монография. – Казань: РИЦ, 2012. – 172 с.

В монографии изложены результаты оригинальных научных исследований и практические реализации, связанные с актуальной задачей разработки математических моделей и методов построения и оптимизации неявно заданных функциональных моделей в задачах анализа и синтеза реальных технических систем.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки автоматизированных систем специального назначения.

Иванов К.В., Тутубалин П.И. Марковские модели защиты автоматизированных систем управления специального назначения: монография. – Казань: ГБУ «Республиканский центр мониторинга качества образования», 2012. – 216 с., ил. (Серия «Современная прикладная математики и информатика»).

В монографии изложены результаты оригинальных научных исследований и практические реализации, связанные с актуальной задачей разработки математических моделей и методов обеспечения информационный безопасности автоматизированных систем управления специального назначения.

В работе рассмотрены подходы по информатизации таких особо важных структур как военные и полевые мобильные автоматизированные системы управления на основе предложенных новых образцов информационного оружия. Анализ защищённости систем, оснащённых новыми образцами информационного оружия, проводится с применением теории вероятностей и марковских процессов.

Монография предназначена для широкого круга инженерно-технических работников, занимающихся вопросами разработки автоматизированных систем специального назначения.

Медведев В.И. .NET компонентно-ориентированное программирование. – Казань: РИЦ, 2012 – 276 с.: ил

Книга посвящена компонентам. Являясь особыми объектами объектно-ориентированного программирования, объекты компонентов обладают дополнительными свойствами и поведением, позволяющими построение из них надежных программ.

Компонентно-ориентированное программирование рассматривает особенности поведения и взаимосвязи компонентов, предлагая общие правила их построения и использования при разработке надежных и безопасных многокомпонентных программ.

В книге излагаются основы программирования .NET компонентов совместно с контейнерами, существенно облегчающих их совместное применение. Уделено внимание базовым интерфейсам и классам компонентов и контейнеров, а также активно используемым компонентам и асинхронными вызовам и событиям, потокам и их синхронизации, освобождению ресурсов, сериализации объектов, удаленным компонентам.

Изложение сопровождается многочисленными примерами законченных консольных программ и Windows приложений на языках объектно-ориентированного программирования C++/CLI и C#.

Книга завершается разработкой распределенных многокомпонентных приложений с объектами компонентов, объединенных в объекте контейнера на

сервере и управляемых клиентом через удаленный компонент. Программы поясняются диаграммами языка UML.

Для студентов и преподавателей вузов по направлению вычислительной техники и информатики. Представляет интерес для всех, знакомым с объектно-ориентированным программированием на языках C# и C++/CLI и желающих овладеть основами технологии .NET компонентно-ориентированного программирования.

Козар А.Н., Моисеев В.С. Информационные технологии оптимального применения управляемых артиллерийских снарядов: монография. – Редакционно-издательский центр, 2012. – 348 с.

В книге рассмотрена теория применения управляемых артиллерийских снарядов, даны модели и методы их оптимального планирования. Особое внимание уделяется методам преодоления управляемыми артиллерийскими снарядами зон активной защиты целей и планированию одновременного удара по цели неуправляемыми и управляемыми артиллерийскими снарядами. Излагаются модели и методы организации подсвета целей с беспилотных летательных аппаратов. Сделан обзор опубликованных исследований ряда авторов, работающих в области применения управляемых артиллерийских снарядов. Приводится описание перспективного бортового оборудования управляемых артиллерийских снарядов и рассмотрены информационные технологии и их применения.

Книга может быть полезна как для слушателей и курсантов высших военных учебных заведений, так и для работников научно-исследовательских институтов Министерства обороны Российской Федерации, занимающихся вопросами применения управляемых артиллерийских снарядов.

*Заслуженный деятель
науки и техники РФ,
доктор технических наук,
профессор В.С. Моисеев*

Введение

Постоянное совершенствование средств ПВО и авиационных средств поражения (АСП) ставит задачу индивидуальной и коллективной защиты авиационных комплексов (АК), а также вскрытия и подавления системы ПВО противника из-за пределов ее зоны поражения. В настоящее время данные задачи в основном решаются с применением бортовых средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Тактика применения средств воздушного нападения (СВН) в операциях НАТО в Югославии и Ираке, анализ действий сторон в грузино-югоосетинском конфликте выявил наличие проблем в оснащенности и недостаточную эффективность существующих средств РЭБ ВВС РФ. В качестве перспективных средств повышения боевой живучести АК при противодействии и подавлении средств ПВО предлагается применять авиационные ложные цели (АЛЦ) на базе беспилотных летательных аппаратов (БЛА).

К настоящему времени под ложными целями понимается широкий класс физических объектов и специальным образом формируемых сигналов для имитации реальных наземных, морских и воздушных целей. Анализ существующей литературы по беспилотным авиационным комплексам (БАК) показал, что проблемам создания БАК в целом и комплексов АЛЦ в частности уделяется чрезмерно малое внимание. Вопросы создания и применения различных видов БЛА и ложных целей нашли отражение в работах Верба В.С., Шебакпольского М.Ф., Побежимова В.Н., Долженкова Н.Н., Туркина И.К., Паляя А.И., Атражева М.П., Ильина В.А., Марьина Н.П., Вакина С.А., Шустова Л.Н., Степанова Ю.Г., Гусейнова А.Б. и др. Однако, в данных работах отсутствуют общепринятые определение и классификация АЛЦ, практически не рассмотрены задачи их создания, эффективного применения и управления.

Для дальнейшего развития данного направления предлагается применение системного анализа и математического моделирования процессов создания, применения и управления АЛЦ, основные результаты которых приведены в данной работе. Разработка вопросов создания и применения современных АЛЦ

служит научно-техническим заделом для создания БАК воздушного базирования, которые в соответствии с перспективной сетецентрической концепцией построения систем вооружения и военной техники могут быть положены в основу концепции создания и применения перспективных смешанных авиационных группировок СВН и БЛА.

Предложенные в работе задачи сформулированы исходя из практических потребностей их решения при применении, управлении и создании АЛЦ. Разработанные модели обеспечивают принятие оптимальных организационных, проектных и управленческих решений при внешнем проектировании и планировании применения комплексов АЛЦ.

В первой главе приводится разработанная классификация БАК с выделением комплексов АЛЦ как вида имитационных БАК. Рассматриваются основные способы боевого применения АЛЦ с детализацией задачи вскрытия наземной системы ПВО противника. Проводится системный анализ вопросов создания АЛЦ, отмечается актуальность применения ВПУ для управления АЛЦ. В заключительном разделе приводится построенное дерево целей и задач применения, управления и создания семейства комплексов АЛЦ с указанием связи задач, решаемых в работе.

Во второй главе работы рассматриваются математические модели и методы выбора оптимального числа АЛЦ в составе смешанной авиационной группировки и определения наиболее вероятной продолжительности операции с их использованием, а также проводится оптимизация числа АЛЦ, управляемых операторами ВПУ группировки.

В третьей главе рассматриваются структура и функции аппаратно-программных средств бортового АРМ оператора ВПУ, а также приводится методика формирования законов управления АЛЦ для имитации боевых маневров СВН на основе полетных данных самолета-имитатора. Предложенный подход подтверждается примером определения управлений АЛЦ с использованием записей ЗБН самолета Су-30МК2.

Четвертая глава посвящена вопросам создания АЛЦ. В ней приводятся методика проведения аналитического проектирования авиационного комплекса «Самолет-носитель – АЛЦ воздушного старта» на основе статистических данных, методика создания АЛЦ-аналога на базе оптимального выбора выведенных за штат СВН, а также методика формирования оптимального типажа семейства АЛЦ на основе конкурсного отбора проектов.

В пятой главе приводятся примеры решения предложенных в работе задач в соответствии с последовательностью планирования операции вскрытия системы ПВО противника. В качестве исходных данных использованы характеристики ЗРК типа «Бук-М» и самолетов ВВС РФ, применяемых сторонами в грузино-югоосетинском конфликте в 2008 г.

В приложении приводятся исходные данные по существующим образцам беспилотной и пилотируемой авиационной техники для проведения вычислительных экспериментов, результаты работы комплекса программ эффективного применения АЛЦ, а также пример проведения обликowego проектирования АЛЦ воздушного старта.

С возникающими критическими замечаниями и предложениями по развитию работы обращаться на электронную почту авторов em131@yandex.ru.

ГЛАВА 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ СОЗДАНИЯ, ПРИМЕНЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ЛОЖНЫХ ЦЕЛЕЙ

В данной главе рассматриваются концептуальные вопросы создания и применения современных и перспективных комплексов АЛЦ, проводится системный анализ этих процессов, а также формулируются задачи, решаемые в работе, с указанием их взаимосвязи.

1.1 Современная классификация беспилотных авиационных комплексов

Анализ существующей литературы по беспилотным авиационным комплексам [1-15] показал, что проблемам создания имитационных БАК уделяется чрезмерно малое внимание. В данных работах отсутствуют общепринятые определение и классификация, практически не рассмотрены концептуальные вопросы их создания и применения.

Следует отметить, что в настоящее время в мировой практике не существует общепринятой классификации БАК.

Наиболее распространенной классификацией БЛА является классификация ассоциации беспилотных систем UVS International, подразделяющая БЛА на тактические с подуровнями по дальности и высотности, стратегические и специальные БЛА [2; 7]. Деление БЛА по иным признакам в данной классификации не предусматривается.

Классификацию UVS International не удастся распространить на существующие БЛА отечественного производства, так как, например, отечественные легкие БЛА при малой массе имеют значительно большую дальность полета, либо в зависимости от модификации обладают широким диапазоном характеристик как по массе, так и по дальности [8; 9]. Ввиду этого для отечественных БЛА была разработана классификация, подразделяющая БЛА на микро- и мини-БЛА ближнего радиуса действия, легкие БЛА малого радиуса действия, легкие БЛА среднего радиуса действия, средние БЛА, средне-тяжелые

БЛА, тяжелые БЛА среднего радиуса действия, тяжелые БЛА большой продолжительности полета и беспилотные боевые самолеты (ББС) [1; 2; 9].

Основным недостатком существующих классификаций является то, что в них в качестве объекта выступает только БЛА в отрыве от остальных компонентов БАК – пункта управления, взлетно-посадочных средств и др.

В связи с этим предлагается классификация БАК [15], представленная на рис. 1.1, в основу которой положены следующие признаки:

- функциональное назначение комплекса;
- уровень задач, решаемых БАК;
- вид используемых в составе комплекса БЛА;
- тип базирования целевых БАК.



Рис. 1.1

Постоянное расширение областей применения и функциональных возможностей БЛА [15, 41] (радиоэлектронная борьба, ретрансляция сигналов, решение задач топливно-энергетического комплекса и МЧС, применение оружия, использование летающих моделей при разработке новых ЛА и т.д.), которые до настоящего времени массово использовались только в качестве разведчиков и воздушных мишеней, требует их классификации по функциональному назначению. Все существующие и перспективные БАК предлагается по этому признаку подразделить на следующие типы:

информационные, боевые, имитационные и комплексы специального назначения.

Информационные БАК предназначены для сбора и передачи данных о наземной, надводной и воздушной обстановке на точечных, протяженных, площадных или пространственных объектах, а также для решения задач ретрансляции сигналов, в том числе для обслуживания других БЛА, находящихся вне зоны радиовидимости их пунктов управления. Структура, а также задачи создания и применения таких БАК приведены в работе [54]. Примерами такого типа БАК являются комплексы на базе БЛА «Пчела» (Россия), RQ-4 Global Hawk (США), Hermes 1500 (Израиль) [3].

Боевые БАК, активно разрабатываемые в настоящее время, определяются как комплексы, имеющие в своем составе БЛА, оснащенные АСП или аппаратурой РЭБ. Целевая нагрузка БЛА такого типа, кроме аппаратуры контроля эффективности применения АСП, определяется особенностями целевой задачи. Примерами боевых БАК могут служить перспективные комплексы на базе БЛА X-45 (США), ББС «Миньон» (США), БЛА «Скат» (Россия) [108]. В отличие от работы [54] в составе этого вида БЛА предлагается выделять следующие типы:

– БЛА РЭП, осуществляющие радиоэлектронное подавление радиоэлектронных средств (РЭС) противника [7, 107, 128];

– БЛА-истребители, предназначенные для поражения воздушных целей противника, преобладающим режимом работы которых является «воздух-воздух» (В-В);

– ударные БЛА, предназначенные для нанесения удара по наземным (надводным) целям противника средствами высокоточного оружия, преобладающим режимом работы которых является «воздух-поверхность» (В-П) [108, 109].

Совмещение функций информационных и боевых БАК порождает такой вид как разведывательно-ударные БАК. В отличие от рассмотренных боевых комплексов, которые, как правило, предназначены только для нанесения удара

по внешнему целеуказанию, данный вид БАК в большей степени ориентирован на разведывательные функции, однако, при обнаружении цели имеет возможность по команде оператора осуществить ее поражение бортовыми АСП. Примерами разведывательно-ударных БАК являются комплексы на базе БЛА MQ-1 Predator и MQ-9 Reaper (США), оснащенные ПТУР «Hellfire» и другим высокоточным и оружием общего применения, и «Дань-Барук» (Россия), несущий на подкрыльевых держателях два кассетных боевых элемента [110].

Имитационные БАК применяются для воспроизведения с помощью входящих в их состав БЛА летно-технических характеристик, информационных признаков и профилей полета реальных воздушных целей [38]. В дополнение к работе [54] в классе имитационных БАК предлагается выделять боевые и учебно-испытательные комплексы [17]. Общей целевой нагрузкой БЛА такого класса является комплекс аппаратуры имитации информационных признаков целей. Учебно-испытательные имитационные БАК кроме этого оснащаются аппаратурой определения промаха (АОП) средств поражения и передачи данных на пункты управления БАК. Учебно-испытательные имитационные БАК используются при испытаниях новых средств ПВО и АСП, а также для боевой учебы расчетов ПВО и летного состава ВВС. Боевые имитационные БАК предлагается применять для коллективной и индивидуальной защиты пилотируемых ЛА, вскрытия, истощения и преодоления средств ПВО противника. К данному классу БАК относятся воздушные мишени и АЛЦ. В качестве примеров имитационных БАК можно выделить ВМ «Дань»М (Россия), ВМ BQM-74 Chukar (США), АЛЦ ADM-160C MALD (США), АЛЦ ADM-141C ITALD (Израиль) [3]. Подробнее класс имитационных БЛА рассмотрен в разделе 1.2.

БАК специального назначения представляет собой класс БАК, объединяющий комплексы, предназначенные для решения специальных задач. К данному классу относятся, например, исследовательские БАК, применяющиеся в процессе создания новых образцов самолетов и вертолетов

при отработке критических режимов их эксплуатации на специально созданных дистанционно-управляемых летающих моделях [15]. Также к данному классу БАК можно отнести создаваемые транспортные БЛА [111], а также планируемые к созданию БЛА сельскохозяйственного назначения. В качестве примера БАК специального назначения можно привести уменьшенную беспилотную копию истребителя F-104A в масштабе 1:7, использующуюся для отработки критических режимов полета [3].

В зависимости от назначения, дальности действия, решаемых задач и подчиненности все БАК можно подразделить на комплексы тактического, оперативного и стратегического назначения.

По виду аэродинамических схем БЛА, входящих в состав БАК, выделяют наиболее распространенные в настоящее время самолетные БЛА, а также вертолетные и ракетные БЛА [3].

БАК различного вида базирования характеризуются местом старта/посадки применяемых БЛА, а также расположением стартовых/посадочных средств и пунктов управления полетом.

В данной работе будут рассмотрены задачи создания и применения боевых ИмБАК самолетной схемы, обладающие преимущественно воздушным стартом с самолетов фронтовой и дальней авиации.

1.2 Системный анализ вопросов создания и применения АЛЦ

В настоящее время в мировой практике применяются некоторые образцы имитационных БАК [3; 16], характеристики основных из них приведены в табл. П1.1 (Приложение 1). Анализ доступных источников показал отсутствие четкого определения, классификации, теории создания и тактики применения такого важного для практических нужд класса БАК.

Как было показано выше комплексы АЛЦ относятся к имитационным БАК, основным системообразующим элементом которых является имитационный БЛА.

Под **имитационным БАК (ИмБАК)** будем понимать комплекс с БЛА, имитирующими летно-технические характеристики (ЛТХ) и информационные

признаки (отражательные и излучательные характеристики) СВН для решения боевых, учебных и испытательных задач ВВС и ПВО, а также применяемые при испытаниях перспективных образцов вооружения и военной техники [17].

Конкретизируем определения и функции введенных в разделе 1.1 видов ИмБАК.

Под **боевыми ИмБАК** понимаются БАК, системообразующими элементами которого являются АЛЦ, разработанные для применения в боевых операциях ВВС и предназначенные для создания на экранах радиолокаторов противника контуров целераспределения информации, подобной информации от реальных целей. Этот вид ИмБАК предназначен для решения следующих основных задач:

- вскрытие системы ПВО противника;
- усложнение воздушной обстановки и отвлечение на АЛЦ активных средств ПВО;
- провоцирование и истощение отдельных зенитных средств системы ПВО противника;
- размножение боевых порядков СВН в зоне действия ПВО противника;
- имитация действий СВН на ложных направлениях.

Учебно-испытательные ИмБАК представляют собой комплексы, системообразующими элементами которых являются воздушные мишени (ВМ), предназначенные для имитации отдельных или комплексных характеристик СВН, применяющиеся индивидуально или в составе мишенной обстановки при отработках и испытаниях разрабатываемых образцов ВВТ и боевой подготовке личного состава ПВО и ВВС.

Боевые и учебно-испытательные ИмБАК имеют значительное техническое и функциональное сходство, однако обладают рядом существенных отличительных особенностей, влияющих на все этапы их жизненного цикла, позволяющих рассматривать их как два различных подкласса ИмБАК.

Основными общими чертами данных БАК являются их назначение (имитация ЛТХ и информационных признаков СВН), общие основные положения методики проектирования и способы эксплуатации комплексов.

Установленные основные отличительные особенности учебно-испытательных и боевых ИмБАК представлены в сравнительной табл. 1.1.

Таблица 1.1

№ п/п	Учебн.-испытат. ИмБАК (комплексы ВМ)	Боевые ИмБАК (комплексы АЛЦ)
1	Полигонное применение комплексов в мирное время	Боевое применение комплексов в военное время
2	Возможна частичная имитация ЛТХ и информационных признаков СВН	Обязательна максимально возможная степень имитации ЛТХ и информационных признаков СВН
3	Допустимо снижение эффективности применения за счет снижения стоимости БЛА.	Недопустимо снижение эффективности применения за счет снижения стоимости БЛА.
4	Менее жесткие требования к технологическому совершенству, резервированию систем, надежности и др.	Полноценные требования к комплексу как к образцу вооружения и военной технике
5	Более жесткие требования к безопасности полетов, точности движения по маршруту, сопровождения БЛА по радиолинии, нештатной парашютной посадке и др.	Менее жесткие требования к безопасности применения, возможность автономного полета без радиолинии, самоуничтожения в случае нештатной ситуации и др.
6	Предпочтительно многоразовое применение БЛА с возможностью спасения после выполнения задания	Возможно использования БЛА комплекса в качестве одноразовых расходимых средств
7	В основном комплексы наземного базирования и старта	В большинстве комплексы воздушного старта, что выдвигает дополнительные требования к минимальным массогабаритным характеристикам, наличию воздушного пункта управления и др.

Вопросы создания и применения комплексов ВМ отражены в работах [4; 12; 13; 18, 20-22]. В данной работе будут рассмотрены вопросы создания и применения боевых ИмБАК – комплексов АЛЦ.

В общем случае под ложными целями понимается широкий класс объектов, предназначенных для нарушения информационной устойчивости радиоэлектронных и оптикоэлектронных систем [24]. Ложные цели нашли применение практически во всех родах войск начиная с 40-х годов прошлого века.

Наибольшее распространение ложные цели получили в ВВС в виде выбрасываемых ложных тепловых целей (ИК-ловушки) [24 - 27], ложных радиолокационных целей (дипольные отражатели) [24; 25; 27 - 30], имитаторов постановки помех [24], активных буксируемых радиолокационных ловушек [31; 32], комбинированных ложных целей (плазменных образований) [33], АЛЦ на базе неуправляемых ракет и АЛЦ иностранного производства на базе крылатых ракет и БЛА [19, 24, 27] (см. табл. П1.2).

В рамках данной работы будут рассматриваться комплексы АЛЦ на базе БЛА как наиболее перспективные средства повышения боевой эффективности и живучести СВН при противодействии и подавлении средств ПВО.

По аналогии с приведенной выше классификацией БАК была разработана классификация комплексов АЛЦ, представленная на рис. 1.2.

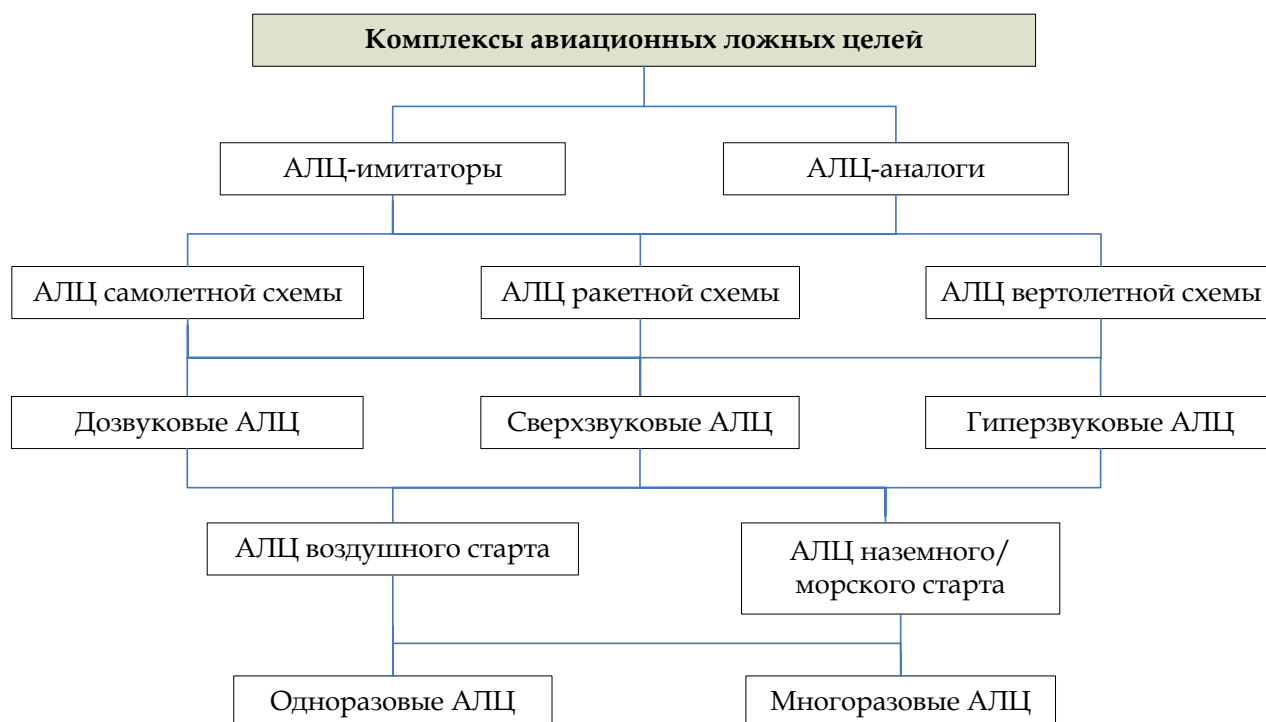


Рис. 1.2

В зависимости от типа платформы построения АЛЦ предлагается подразделять на следующие типы:

- АЛЦ-аналоги;
- АЛЦ-имитаторы.

Первый тип АЛЦ формируется путем переоборудования выведенных за штат СВН в ложные цели [34]. АЛЦ-аналоги как правило имитируют собственные информационные признаки, но при установке дополнительной целевой аппаратуры способны имитировать информационные признаки других СВН. Преимуществом АЛЦ такого типа является практически полное соответствие ЛТХ и информационных признаков реальных и ложных целей. Основными недостатками АЛЦ-аналогов являются высокая стоимость самих изделий и их эксплуатации, ограниченное количество выводимых за штат СВН и сравнительная узость наименований имитируемых целей. В настоящее время существующие АЛЦ-аналоги отсутствуют, поэтому в качестве примера можно привести ВМ-аналоги. Например, ВМ М-21, построенная путем переоборудования самолета МиГ-21 в беспилотный вариант и ВМ МА-31, построенная на базе противокорабельной ракеты Х-31 (табл. П1.1).

АЛЦ-имитаторы представляют собой специально разработанные БЛА, с соответствующими имитируемым целям ЛТХ и оснащенными целевой аппаратурой имитации отражательных и излучательных характеристик воспроизводимых СВН. Преимуществами АЛЦ-имитаторов перед АЛЦ-аналогами являются относительно низкая стоимость и простота эксплуатации, возможность воздушного старта с самолетов-носителей и простота в перенастройке имитируемых параметров целей. Основным недостатком такого типа АЛЦ является сложность в достижении требуемого уровня имитации ЛТХ и информационных признаков реальных СВН. В качестве примеров данного вида АЛЦ можно выделить ложную цель «Дань-АЛЦ» и имитатор самолетов тактической авиации ADM-141 ITALD (табл. П1.1).

В зависимости от типа аэродинамической схемы АЛЦ подразделяются на АЛЦ самолетной, ракетной и вертолетной схемы.

АЛЦ самолетной схемы используют для создания подъемной силы и управления аэродинамические плоскости, в качестве маршевого двигателя применяются, как правило, воздушно-реактивные двигатели. Данный тип АЛЦ отличается сравнительно большой продолжительностью полета (до нескольких

десятков минут) и маневренными характеристиками, соответствующими пилотируемым самолетам (нормальная перегрузка до 7-10g [35]). Такие АЛЦ применяются для имитации самолетов фронтовой, стратегической и военно-транспортной авиации, а также крылатых ракет. Примерами АЛЦ самолетной схемы могут служить «Дань-АЛЦ» и ADM-20C QUAIL (табл. П1.1).

АЛЦ ракетной схемы используют принципы построения ракет – управление осуществляется с помощью воздушных Х-образных рулей или газовых рулей двигателя. Для создания тяги используются жидкостные или твердотопливные ракетные двигатели (реже комбинированные силовые установки), за счет чего ракетные АЛЦ имеют небольшое время полета (до нескольких минут) и высокие скоростные и маневренные характеристики (перегрузки до 47g [36]). АЛЦ ракетной схемы применяются для имитации зенитных, противокорабельных и других типов ракет, а также гиперзвуковых ЛА. Примером АЛЦ ракетной схемы является ADM-37 Jayhawk, АЛЦ на базе НАРВ С-13, ракеты-мишени «Пищаль», «Кабан» и др. (табл. П1.1).

АЛЦ вертолетной схемы используют для создания подъемной силы и управления несущий воздушный винт и предназначены для имитации вертолетов армейской авиации и малоскоростных БЛА. В настоящее время данный тип АЛЦ отсутствует в мировой практике, однако за необходимость его создания говорит широкое применение вертолетных группировок в боевых действиях и их малая защищенность от средств ПВО.

По скорости полета, влияющей на большое количество конструкторско-технологических решений, АЛЦ классифицируются на дозвуковые, сверхзвуковые и гиперзвуковые. Дозвуковые АЛЦ предназначены для имитации крылатых ракет и крейсерских режимов полета самолетов фронтовой и дальней авиации. Сверхзвуковые АЛЦ должны применяться для имитации режимов боевого маневрирования самолетов фронтовой авиации и крейсерских режимов полета самолетов стратегической авиации. Гиперзвуковые АЛЦ предназначены для имитации и прикрытия перспективных гиперзвуковых СВН.

По типу старта АЛЦ делятся на АЛЦ воздушного и наземного/морского старта.

АЛЦ воздушного старта осуществляют старт с самолета-носителя. В соответствие с этим на них накладываются более жесткие требования по массогабаритным характеристикам. Данный тип АЛЦ отличается меньшим запасом топлива и, как правило, отсутствием посадочных устройств. Среди АЛЦ воздушного старта преобладают боевые АЛЦ, стартующие в непосредственной близости от зоны применения. В качестве примера АЛЦ воздушного старта можно привести ADM-160 MALD, «Дань-АЛЦ» (табл. П1.1).

АЛЦ наземного/морского старта осуществляют запуск с пусковой установки при помощи стартового ускорителя или по-самолетному. Вследствие этого на них накладываются менее жесткие требования по массогабаритным характеристикам. Данный тип АЛЦ встречается реже и применяется при необходимости использования габаритной целевой нагрузки или обеспечении большой продолжительности полета. В качестве примеров можно привести АЛЦ наземного старта BQM-34 Firebee. АЛЦ морского старта в настоящее время отсутствуют, поэтому в качестве примера можно рассматривать ВМ морского старта MA-31 и BQM-74 Chukar (табл. П1.1).

По кратности применения АЛЦ делятся на многократные и однократные.

Многократные АЛЦ имеют кратность применения до одного-двух десятков раз, ограниченную межремонтным ресурсом двигателя и планера. Они оснащены посадочными устройствами, как правило, в виде основного парашюта и дополнительными пневматическими или гидравлическими амортизаторами. Как было указано выше, большая кратность применения для АЛЦ является не основополагающим фактором, вследствие чего наличие системы спасения АЛЦ не распространено. В качестве примера многократной АЛЦ можно привести «Дань-АЛЦ», имеющую кратность применения до 10 раз (табл. П1.1).

Однократные АЛЦ не имеют системы спасения и применяются однократно. По завершении полетного задания они осуществляют либо

самоликвидацию, либо при оснащении их боевой частью могут применяться в качестве средств поражения. Как было описано выше, к данному типу относятся, как правило, АЛЦ воздушного старта. Примером одноразовой АЛЦ может служить ADM-160 MALD (табл. П1.1).

АЛЦ самолетной схемы представляет из себя БЛА, состоящий из планера, силовой установки, топливной системы, бортового оборудования, целевой нагрузки, системы электроснабжения, средств обеспечения воздушного старта.

Планер состоит из фюзеляжа, крыла и оперения. Конструктивно-силовая схема фюзеляжа имеет усиленные силовые элементы для обеспечения подвески под самолет-носитель.

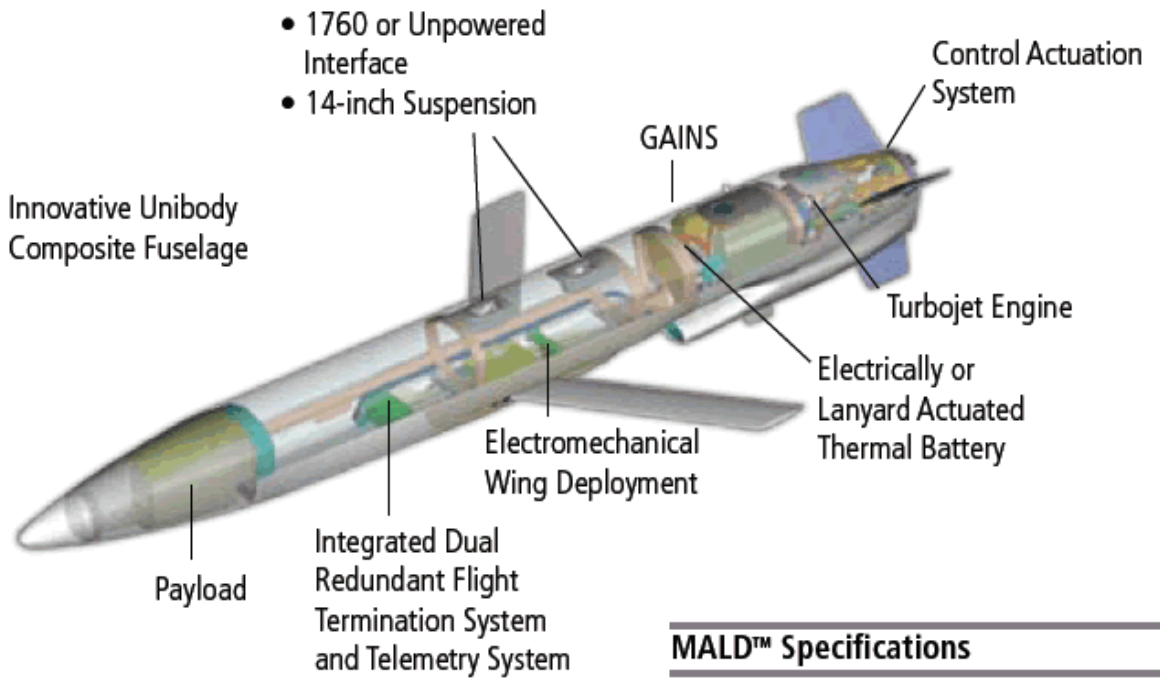
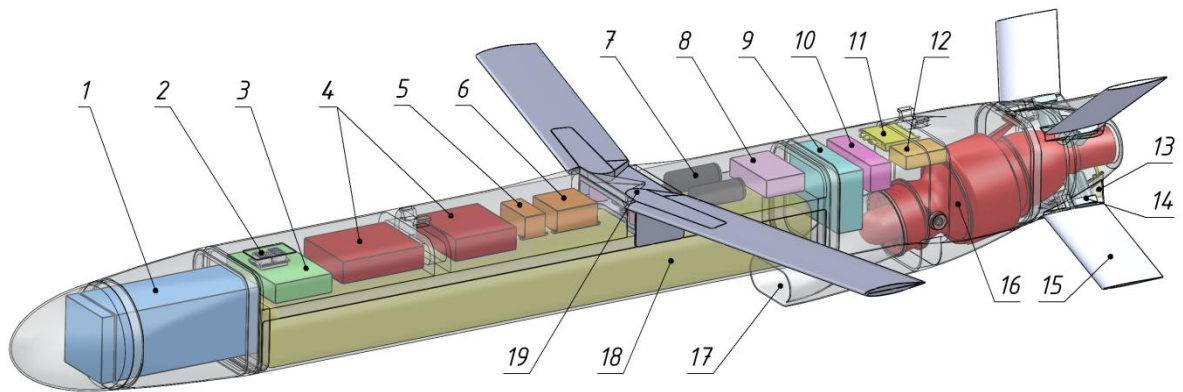
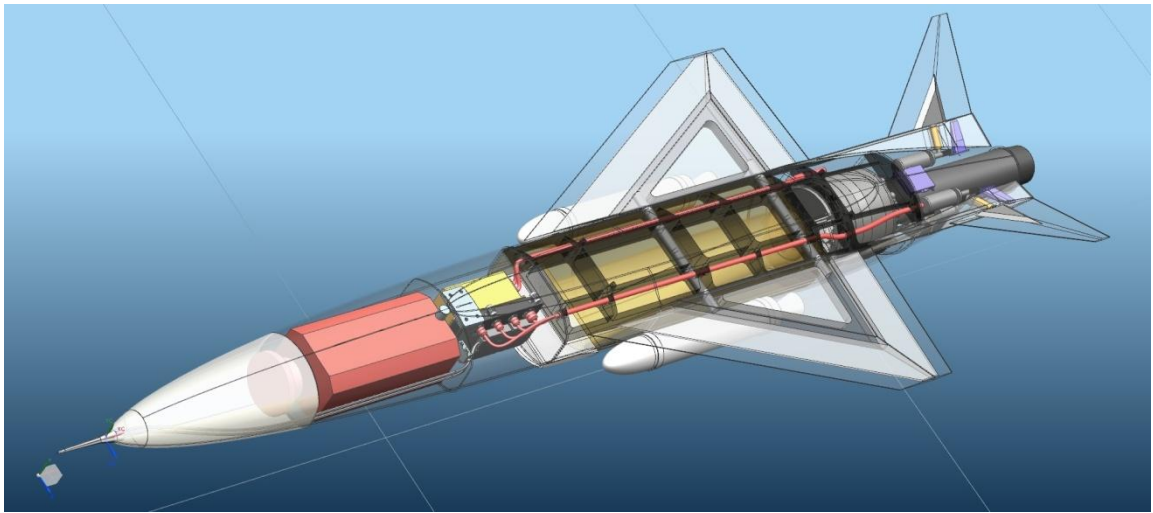
Основным элементом силовой установки является воздушно-реактивный двигатель (ТРД, ПВРД, ПуВРД). Для осуществления опережения самолета-носителя после старта может применяться разгонный твердотопливный двигатель.

Бортовое оборудование состоит из системы навигации и автоматического управления, обеспечивающей полет АЛЦ по маршруту и выполнение специальных маневров; командной радиолинии, предназначенной для корректировки программы полета АЛЦ с борта самолета-носителя.

Система электроснабжения осуществляет питание всех бортовых потребителей от генератора маршевого двигателя или от аккумуляторных элементов.

Средства обеспечения воздушного старта АЛЦ с борта самолета-носителя состоят из средств механической подвески на пусковое/катапультное устройство самолета-носителя, средств обеспечения электропитания и средств взаимодействия с системой управления оружием самолета-носителя.

Конструкции нескольких существующих и разрабатываемых АЛЦ приведены на рис. 1.3.



MALD™ Specifications	
Weight:	~250lbs
Maneuver Capability:	>2 Gs

Рис. 1.3

Для эффективного решения задач АЛЦ должны иметь определенный состав целевого оборудования.

К основному целевому оборудованию АЛЦ предлагается отнести:

- радиолокационный имитатор цели (РИЦ), воспроизводящий радиолокационный портрет имитируемого СВН (уровень ЭПР в соответствии с диаграммой рассеяния по углам обзора);

- аппаратура радиоэлектронного противодействия (РЭП), предназначенная для постановки имитационных, шумовых и имитационно-шумовых помех средствам ПВО для прикрытия группы СВН и размножения отметок ложных целей [128];

- тепловой имитатор цели (ТИЦ), воспроизводящий поле температур имитируемого ЛА для противодействия средствам ПВО с тепловизионными средствами наведения.

К дополнительному целевому оборудованию боевых АЛЦ, устанавливаемому в зависимости от условий целевой задачи можно отнести следующее:

- станция радиотехнической разведки (РТР), применяющая для регистрации излучения РЛС ЗРК и выдачи целеуказания ударным средствам [106, 128, 114];

- бортовая радиолокационная станция (РЛС) для обнаружения и сопровождения мобильных наземных ЗРК как радиоконтрастных целей, скрытно меняющих позицию в режиме радиомолчания;

- боевая часть для использования АЛЦ как средства поражения после окончания решения основной задачи или выработке топлива.

Состав основного и дополнительного целевого оборудования АЛЦ представлен на рис. 1.4.

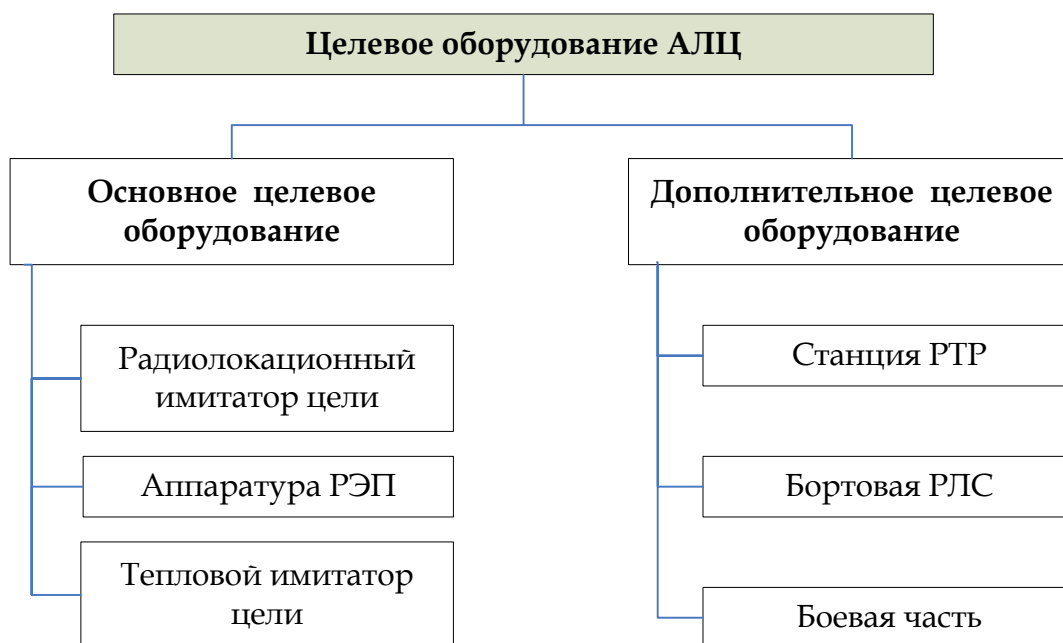


Рис. 1.4

В настоящее время для управления БЛА применяются наземные пункты управления (НПУ), подробно описанные в работе [41]. Радиус действия радиолинии НПУ ограничен дальностью прямой радиовидимости (100-150 км).

Для АЛЦ, применяющихся на большом отдалении от места базирования, рационально использовать воздушный пункт управления (ВПУ), который должен располагаться на одном из ЛА управления авиационной группировки (самолет командира группы, МАК РЛДН и др.).

К примеру, для АЛЦ, применяющихся в составе фронтовой авиации, рационально строить ВПУ на базе одного из двухместных боевых или учебно-боевых самолетов путем частичной замены оборудования кабины второго пилота на компоненты АРМ оператора ВПУ (см. рис. 1.11). При этом в случае возникновения нештатных ситуаций остается возможность использовать данный самолет по прямому назначению с частичным снижением боевой эффективности. Для сравнения боевая эффективность учебно-боевого МиГ-29УБ ниже одноместного МиГ-29 на 30-35% [69]. В составе фронтовой авиации для создания ВПУ предлагаются следующие самолеты: МиГ-29УБ, Су-24, Су-27КУБ, Су-30МКИ, Су-34, Су-25УБМ, Як-130.

Типовой состав ВПУ включает устройство ввода/вывода на базе многофункционального цифровой индикатор (МФЦИ) кабины летчика, управляющий модуль на базе БЦВМ, бортовую часть аппаратуры командно-информационной радиоперехватной линии, модуль сопряжения с внешними источниками информации, антенно-фидерную систему. Размещение аппаратуры ВПУ возможно в подвесном контейнере, располагающемся на средствах внешней подвески самолета-носителя.

Основные задачи ВПУ представлены на рис. 1.5.

В настоящее время подвеска и старт АЛЦ осуществляется с самолетов фронтовой, стратегической и военно-транспортной авиации. Управление стартом происходит с помощью системы управления оружием (СУО) самолета-носителя. В качестве средств подвески используются авиационные пусковые устройства, авиационные катапультные устройства, балочные держатели и специальные средства старта с погрузочной рампы транспортных самолетов.

При проектировании АЛЦ необходимо выполнение следующих основных требований [15; 37; 38], представленных на рис. 1.6.

1. Требование рациональной имитации АЛЦ информационных признаков и режимов полета СВН состоит в том, что при создании АЛЦ требования по имитации должны выдвигаться исходя из возможностей и алгоритмов селекции целей средствами ПВО. При этом чрезмерные требования по имитационным показателям окажут негативное влияние на экономические и технологические свойства АЛЦ.

2. Требование обеспечения минимальных собственных признаков заметности, состоящее в том, что при проектировании АЛЦ должны закладываться требования по минимизации собственных радиолокационных, тепловых и оптических признаков АЛЦ, способных оказать влияние на эффективность имитации информационных признаков СВН.

3. Требование обеспечения эффективных экономических и технологических показателей изделия. Суть данного требования заключается в том, что

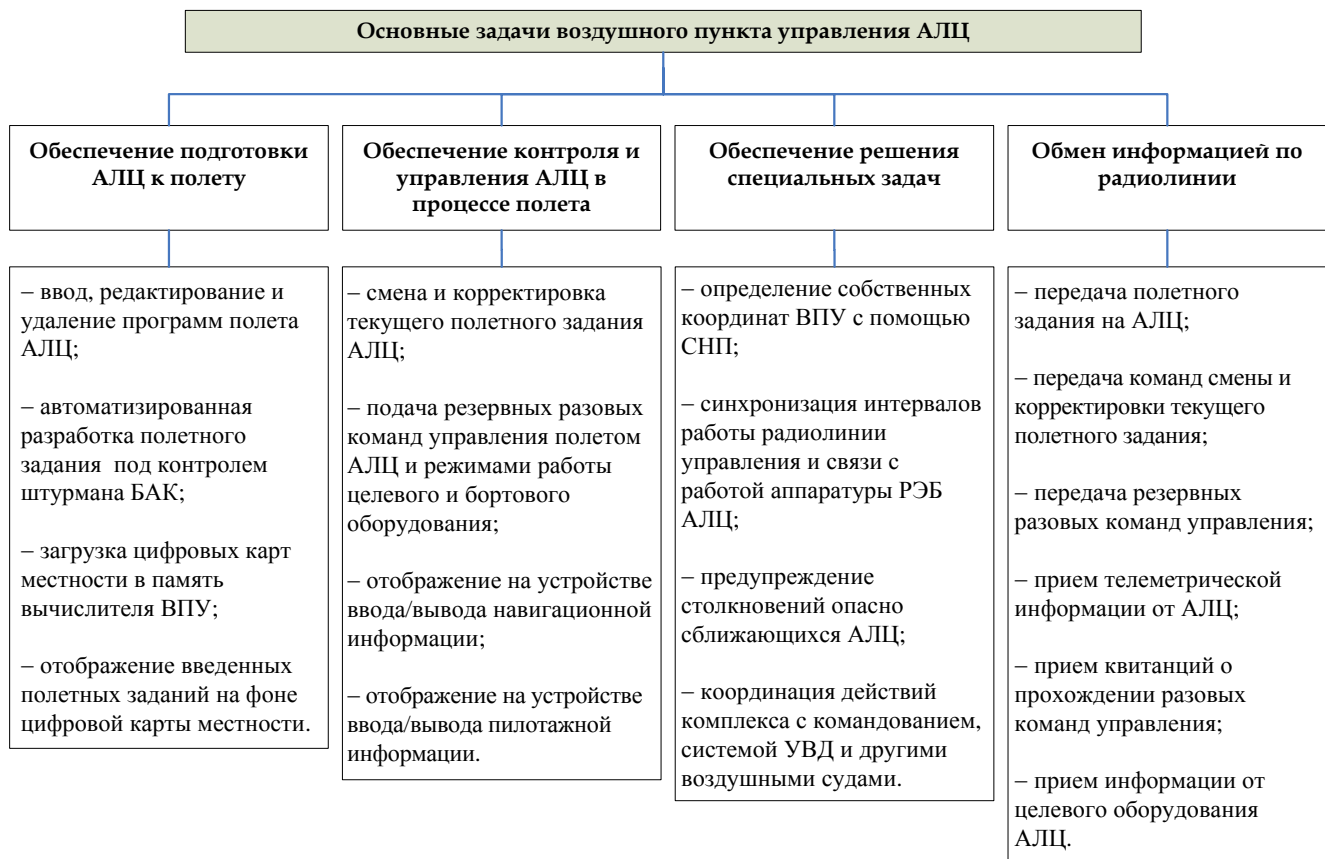


Рис. 1.5

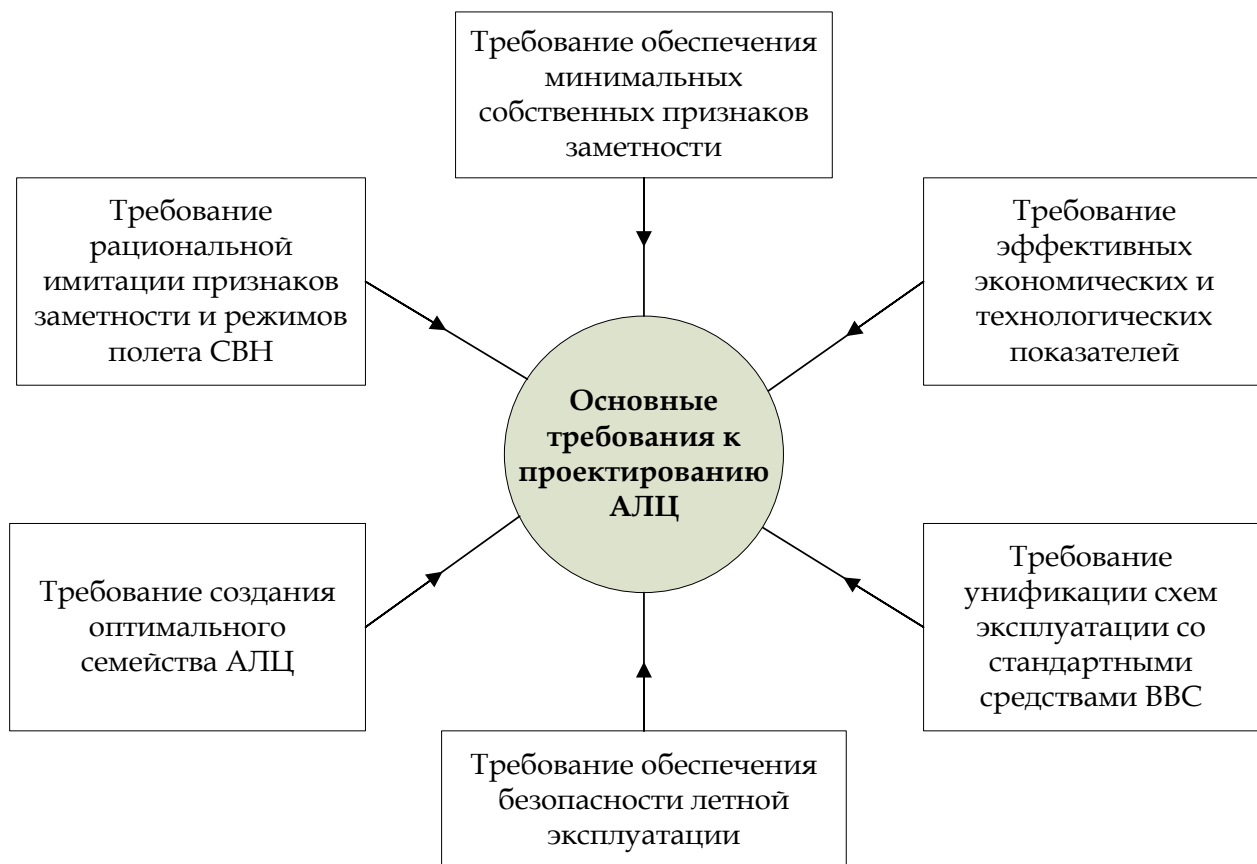


Рис. 1.6

при проектировании компонентов АЛЦ должны проводиться мероприятия по минимизации стоимости и повышению технологичности изготовления за счет рационального снижения ресурса, надежности, качества изготовления и точности работы. Необходимость данного требования обосновывается малой кратностью применения АЛЦ и потребностью в массовом производстве.

4. Требование унификации схем эксплуатации со стандартными средствами ВВС, заключающееся в максимальном заимствовании существующих аэродромных средств и методов эксплуатации авиационной техники для снижения временных и финансовых затрат на проектирование, изготовление, оснащение материальной базы и обучение персонала эксплуатирующих структур.

5. Требование обеспечения безопасности летной эксплуатации. АЛЦ является БЛА, стартующим с самолета-носителя и осуществляющим полет в едином воздушном пространстве с пилотируемой авиацией. Вследствие этого необходим дополнительный состав аппаратных средств и методик применения для исключения столкновений, постановки непреднамеренных помех и других нарушений штатной работы прочих воздушных судов.

6. Требование создания оптимального семейства комплексов АЛЦ состоящее в том, что должно быть создано семейство АЛЦ минимального состава, обеспечивающих имитацию всех СВН парка ВВС РФ с достаточной степенью имитации. Задача выбора оптимального типажа семейства АЛЦ приводится в разделе 4.3 работы.

На базе сформулированных выше требований разрабатываются формализованные критерии и методики, применяемые в процессе создания АЛЦ.

1.3 Основные задачи и способы боевого применения АЛЦ

Боевые действия последних десятилетий, тактика применения средств воздушного нападения при атаках на Югославию и Ирак характеризуются тщательной разработкой схемы вскрытия и подавления системы ПВО обороняющейся стороны. Атакующей стороне ставится задача упреждения действий средств ПВО противника, их дезориентирования и уничтожения.

Анализ Грузино-югоосетинского конфликта в 2008 году, выявил острые проблемы в оснащении отечественных ВВС, которые не позволили оперативно применить эффективную тактику противодействия системе ПВО противника. В состав системы ПВО противника входили мобильные ЗРК типа «Бук-М» и стационарная РЛС большого радиуса действия типа «Кольчуга», работающая в пассивном режиме, вследствие чего не подверженная обнаружению средствами РТР [114].

Использовалась тактика целеуказания мобильным ЗРК с помощью стационарной пассивной РЛС в секторе радиусом до 600 км [44]. Собственные РЛС ЗРК, работающие на когерентно-импульсном принципе и не защищенные от обнаружения средствами РТР, включались лишь для наведения на цель в радиусе до 30 км и подсветки цели после пуска ракеты [45]. После поражения цели ЗРК оперативно меняли позицию. Это обеспечило мобильным средствам ПВО необходимую живучесть и высокую боевую эффективность.

Очевидно, что наличие в радиусе их действия АЛЦ с летно-техническими и радиолокационными признаками самолетов штурмовой авиации заставило бы расчеты мобильных средств ПВО более интенсивно использовать активные режимы локаторов для обнаружения, распознавания, наведения и сопровождения цели [46, 62]. Это, в свою очередь, обеспечило бы необходимую для противодействия заметность имеющихся ЗРК.

Таким образом, объективно подтверждается наличие острой потребности отечественных ВВС в изделиях подобного класса.

Как было отмечено выше, основной задачей АЛЦ является снижение эффективности и провоцирования к демаскировке средств обнаружения и поражения ПВО противника. Отметим, что в силу малой распространенности тепловых и оптических средств обнаружения, в рамках данной работы будем рассматривать решение этой задачи применительно к средствам ПВО, оснащенных РЛС.

К основным объектам противодействия АЛЦ будем относить [23, 77]:

– РЛС обнаружения, наведения и целеуказания ЗРК малой дальности и ЗАК;

- РЛС сопровождения цели ЗРК малой дальности и ЗАК;
- многофункциональные РЛС и РЛС управления оружием ЗРК средней и большой дальности;
- бортовые РЛС авиационных комплексов перехвата.
- радиолокационные головки самонаведения (ГСН) ракет класса «земля-воздух» и «воздух-воздух».

Таким образом, основными направлениями воздействия АЛЦ на объекты противодействия являются [23]:

- воздействие на процесс функционирования системы ПВО с целью ее вскрытия;
- воздействие на процесс целераспределения на уровне комплексов перехвата ЗРК и ЗАК;
- воздействие на процесс выбора и захвата цели на сопровождение РЛС ЗРК и ЗАК и принятия решения на обстрел цели;
- воздействие на процесс сопровождения цели РЛС.

Как известно, в зоне своей ответственности указанные средства ПВО могут одновременно эффективно «обслуживать» ограниченное количество целей [77]. Применение АЛЦ, имитирующих на экранах РЛС отметки подобные отметкам реальных целей, значительно затрудняет операторам средств ПВО опознавание реальных целей и перегружает используемую систему автоматизированной обработки данных. При ограниченном времени радиолокационного наблюдения за целями в зоне ответственности, выделение истинных целей среди ложных оказывается весьма затруднительным. При этом процесс селекции ложных целей среди истинных занимает большее количество времени, что значительно увеличивает время работы радиолокационных средств ПВО, повышая их уязвимость и демаскируя для средств РТР и противорадиолокационных АСП [114].

В результате средства ПВО вынуждены сопровождать и обстреливать все наблюдаемые цели, что приводит к неоправданному отвлечению огневых

средств ПВО, истощению боеприпасов средств ПВО и пропуску истинных целей.

В связи с отсутствием в доступных источниках [1-13, 117, 130, 131] детального рассмотрения вопросов боевого применения АЛЦ была разработана классификация способов боевого применения АЛЦ, представленная на рис. 1.7.

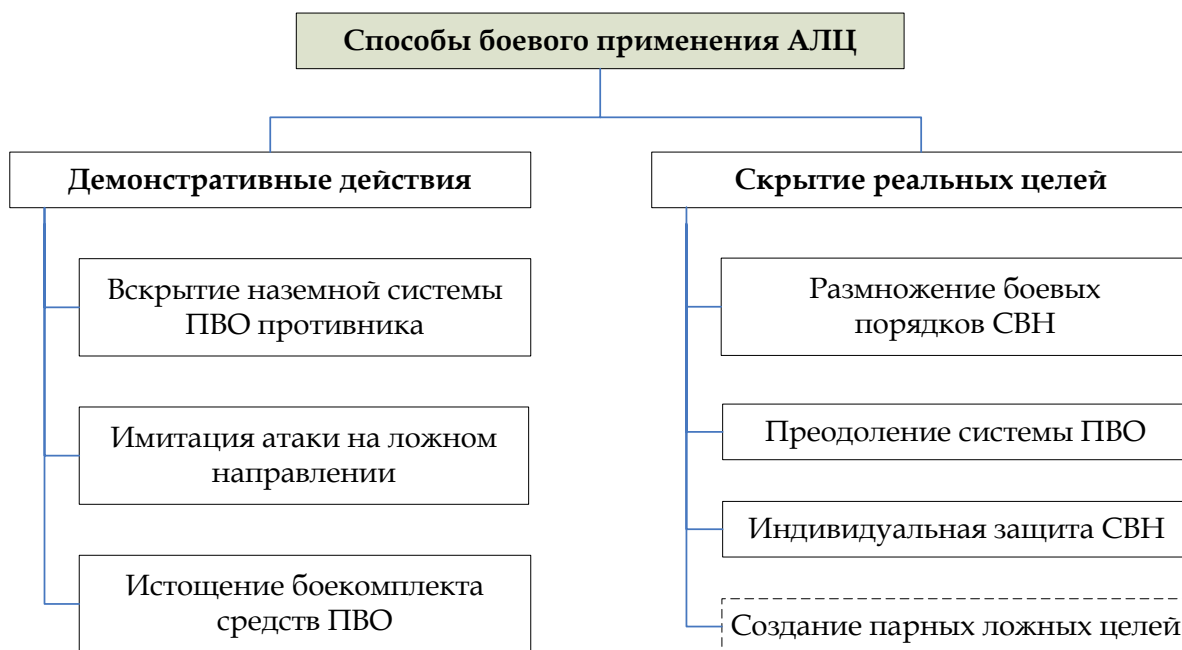


Рис. 1.7

В соответствие с основными способами маскировки, принятыми в вооруженных силах, способы боевого применения АЛЦ можно разделить на 2 вида: 1) демонстративные действия АЛЦ и 2) скрытие реальных целей среди ложных.

При демонстративных действиях АЛЦ они применяются вместо СВН или действуют скоординировано с СВН, но не в единых боевых порядках, для отвлечения активных средств ПВО на себя. К демонстративным действиям АЛЦ относятся следующие способы боевого применения [47; 48]:

– вскрытие системы ПВО противника и провоцирование к включению активных режимов РЛС средств ПВО противника путем имитации в их зоне ответственности информационных признаков и боевых маневров СВН с дальнейшим определением координат средств ПВО противника средствами радиотехнической разведки и целеуказания средствам поражения;

– имитация действий группы СВН на ложном направлении для затруднения работы средств ПВО и сокращения потерь среди СВН;

– истощение боекомплекта отдельных средств ПВО противника путем провоцирования к атаке АЛЦ, имитирующих боевые профили полета СВН в зоне ответственности данных средств ПВО.

При применении АЛЦ для скрытия реальных целей среди ложных, они применяются, как правило, в единых боевых порядках с СВН. К данному классу относятся следующие способы боевого применения АЛЦ [47; 48]:

– размножение боевых порядков СВН, применяемое для искажения сведений о количестве и типах СВН в атакующей группировке, затруднении распознавания и поражения СВН и перегрузки соответствующих контуров целераспределения систем ПВО;

– преодоление системы ПВО противника путем создания группой АЛЦ сложной воздушной обстановки и отвлечение активных средств ПВО от прорывающей группы СВН;

– индивидуальная защита СВН с помощью создания в контуре сопровождения РЛС или РГСН ЗУР единой контрастной цели АЛЦ и прикрываемой СВН, приводящее к срыву атаки вследствие перенацеливания на АЛЦ РЛС или РГС, взявших на сопровождение СВН.

Одним из перспективных способов боевого применения АЛЦ является создание парной АЛЦ, представляющей собой группу из двух идентичных АЛЦ, оборудованных широкополосными приемопередатчиками и радиолинией связи малого радиуса действия. При облучении парной цели аппаратура обоих АЛЦ автоматически формирует «отраженный» сигнал, принимаемый РЛС как отклик единственной контрастной цели, находящейся в смещенном по азимуту и дальности положении относительно парной АЛЦ. Принцип построения парной АЛЦ представлен в работе [49].

Для решения задач в соответствие с описанными способами боевого применения должны быть разработаны соответствующие сценарии применения АЛЦ, которые предлагается использовать при определении требований к изделию

и в процессе проектирования АЛЦ. В частности, они могут использоваться для выбора расчетных случаев при прочностных расчетах создаваемых АЛЦ и для решения задач индивидуального и группового управления АЛЦ.

Рассмотрим в качестве примера сценарий вскрытия и уничтожения наземной системы ПВО противника.

Решение задачи вскрытия наземной системы ПВО противника предлагается осуществлять в соответствие со следующими этапами [106]:

1. Самолет-носитель доставляет АЛЦ в зону применения, где осуществляет их воздушный старт на подходе к предполагаемому району расположения средств ПВО противника.

2. Оператор ВПУ устанавливает связь с АЛЦ и принимает его на сопровождение, осуществляя барражирование вне зоны действия ПВО противника.

3. При входе в зону действия ПВО, АЛЦ переводит в активный режим целевое оборудование имитации и пеленгации, осуществляя движение с воспроизведением боевых маневров самолетов ФА («атака наземной цели», «прорыв зоны ПВО» и др.).

4. Средства ПВО противника регистрируют появление воздушного объекта типа «самолет ФА» в своей зоне ответственности и начинают процесс обнаружения, распознавания, сопровождения цели, пуска средств поражения и подсветки цели с помощью собственных РЛС.

5. Излучение активных РЛС пеленгуется бортовой станцией РТР АЛЦ, определяются географические координаты РЛС ЗРК и передаются на борт ВПУ. Последний с помощью средств телекодовой связи передает координаты вскрытых РЛС в качестве целеуказания ударной группе самолетов.

6. Самолеты ударной группы с помощью собственных бортовых РЛС принимают на сопровождение вскрытые объекты ПВО противника как радиоконтрастные наземные цели, что позволяет им удерживать целеуказание при отключении РЛС и скрытной смене позиции мобильных ЗРК.



Рис. 1.8

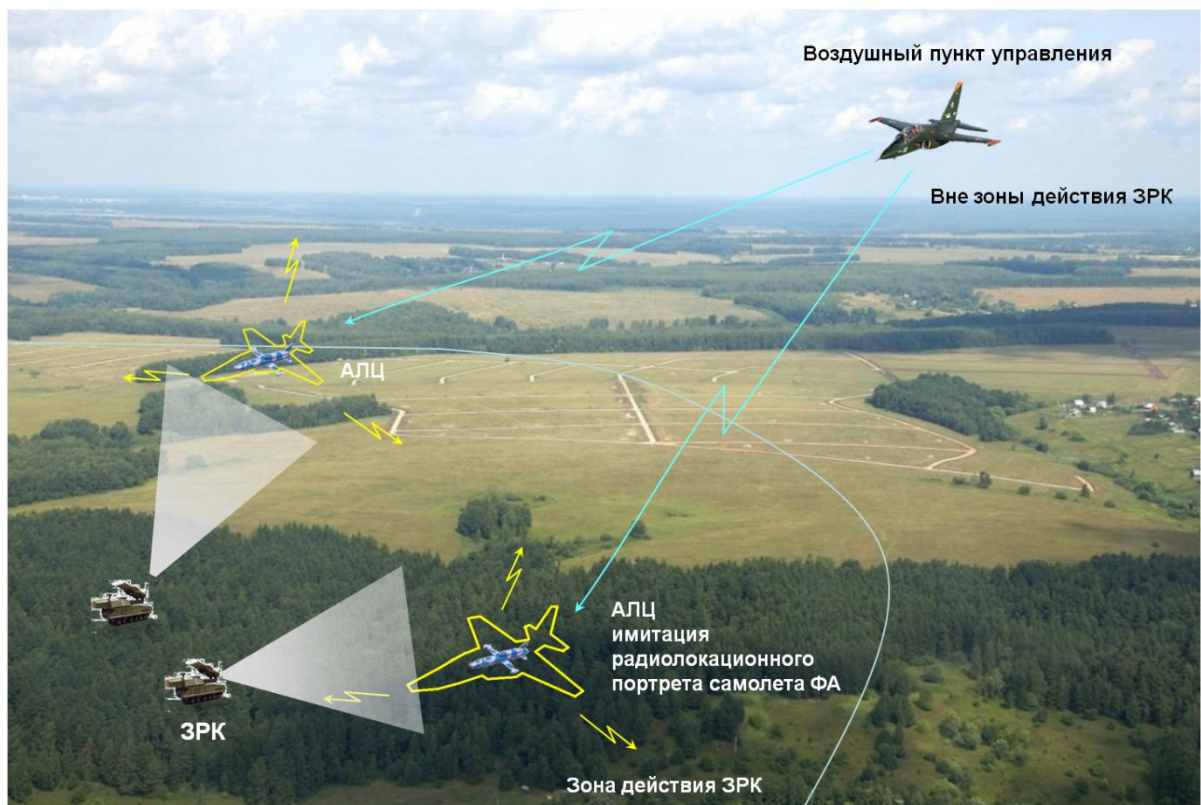


Рис. 1.9

7. При выработке топлива, разрешенного на полет, или по команде оператора ВПУ АЛЦ заканчивают решение целевой задачи и осуществляют движения к месту посадки.

Графическая иллюстрация предложенных этапов сценария применения АЛЦ представлена на рис. 1.8 - 1.11.

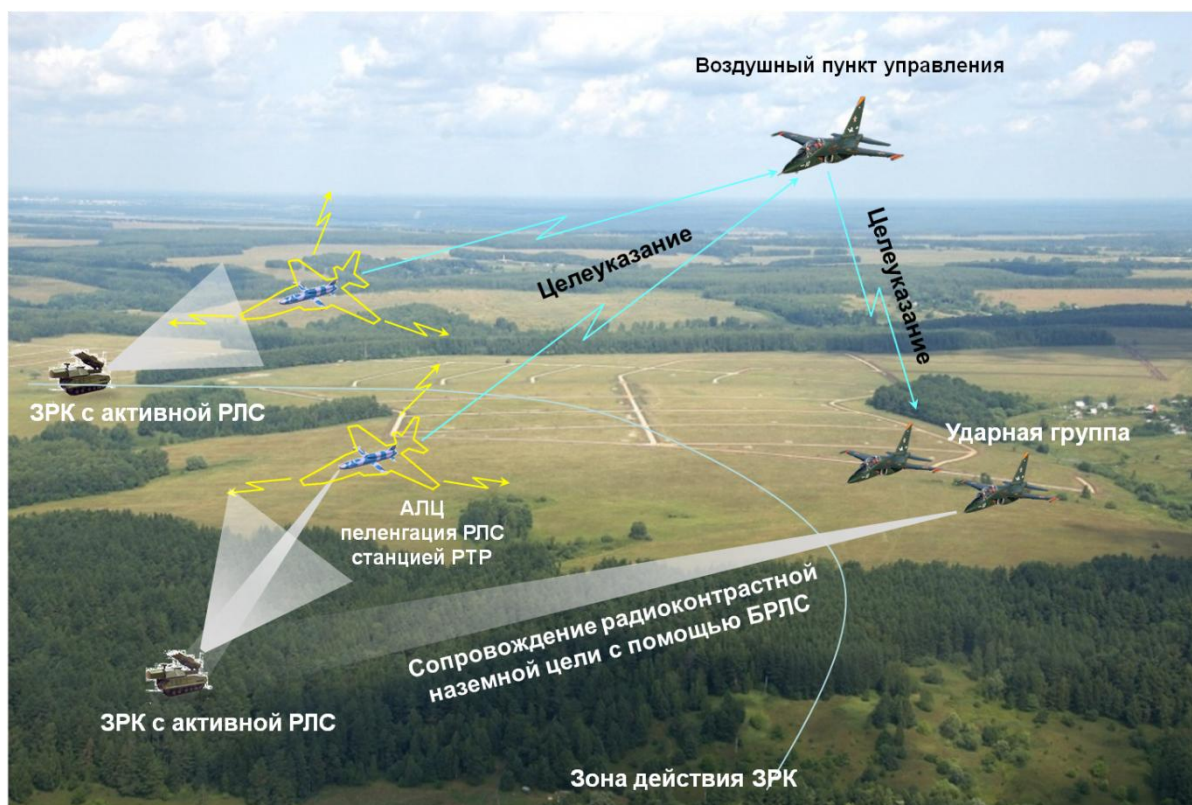


Рис. 1.10

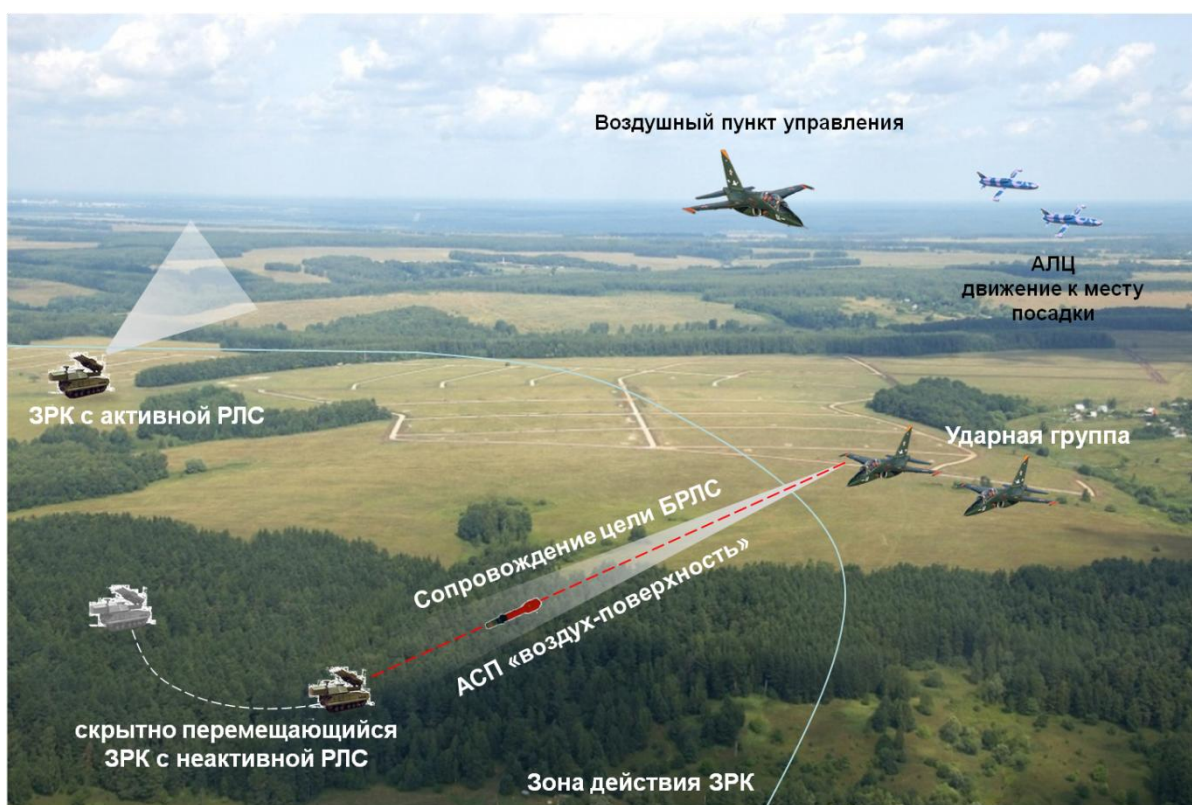


Рис. 1.11

Таким образом, силами АЛЦ, самолета-носителя, оснащенного аппаратурой ВПУ, и ударной группы СВН осуществляется вскрытие и уничтожение системы

ПВО противника. При этом все пилотируемые самолеты группы большую часть времени находятся вне зоны действия ЗРК противника, а вероятные потери возможны только среди расходных ложных целей.

При планировании операций вскрытия системы ПВО противника с использованием АЛЦ необходимо решение следующего состава задач:

1. Разведка района действия ПВО с применением информационных БАК.
2. Определение состава ударной группы СВН и группы прикрытия.
3. Разработка маршрутов полета СВН для выхода в зону пуска АЛЦ.
4. Определение необходимых типов АЛЦ из состава их семейства.
5. Определение оптимального состава смешанной группировки СВН и АЛЦ.
6. Определение продолжительности операции и оценка потерь АЛЦ.
7. Определение оптимального количества ВПУ и самолетов-носителей.
8. Разработка профилей полета и формирование управлений АЛЦ.
9. Разработка полетных заданий и загрузка в память системы управления АЛЦ.

Граф связи данных задач предложен на рис. 1.12.

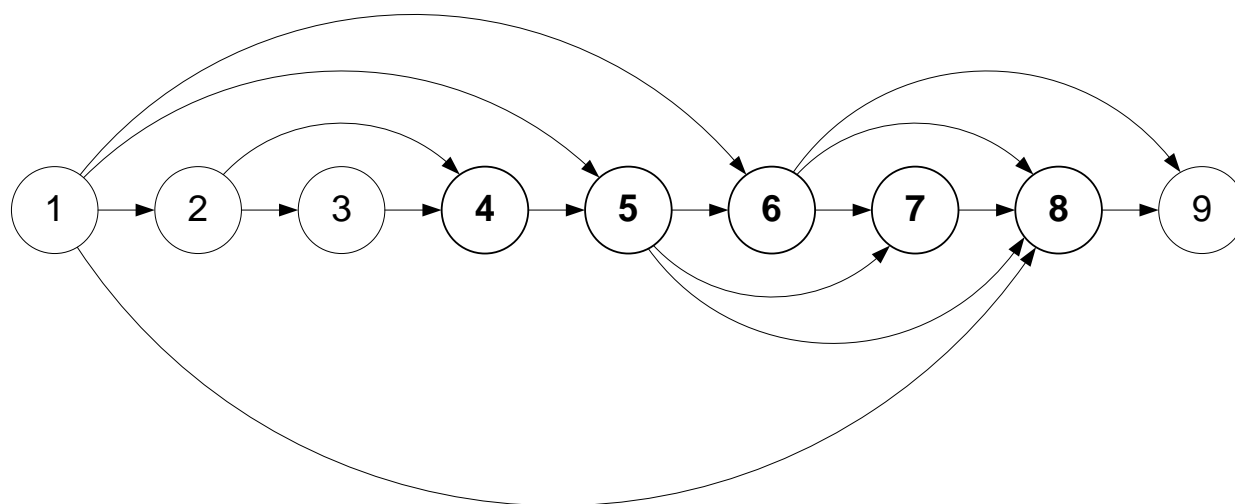


Рис. 1.12

Здесь в качестве связей подразумевается использование результатов решения одних задач в качестве исходных данных для решения последующих задач.

Для решения задач 4-8 данного графа предлагается использовать математические модели и методы, представленные в главах 2-4 работы.

1.4 Дерево целей и задач применения, управления и создания семейства комплексов АЛЦ

В данном разделе процесс проектирования АЛЦ рассматривается с точки зрения системного подхода, а также устанавливается связь задач, решаемых в данной работе, с общей структурой задач создания семейства АЛЦ.

В общем случае жизненный цикл любого БАК состоит из следующих этапов [54]: 1) создание научно-технического задела; 2) внешнее проектирование; 3) внутреннее проектирование, включающее эскизно-техническое и рабочее проектирование; 4) опытное производство БАК; 5) испытания, подразделяемые на предварительные (наземные и летные) и приемо-сдаточные испытания образцов БАК; 6) серийное производство и эксплуатация БАК, включающая летную эксплуатацию, техническое обслуживание и регламентные работы; 7) модернизация БАК; 8) снятие БАК с эксплуатации и утилизация его образцов.

Рассмотрим как наиболее наукоемкий [57] этап внешнего проектирования комплексов АЛЦ, цель которого заключается в определении требований к облику комплекса, наиболее предпочтительного в смысле решения поставленных перед ним задач с учетом возможностей его создания, производства и эксплуатации [58]. К основным задачам внешнего проектирования БАК АЛЦ предлагается относить решение следующих вопросов:

- разработку концепции создания и применения семейства АЛЦ, основанную на соответствующих принципах, приведенных в разделе 1.2;
- формирование и обоснование основных требований, определяющих набор оптимальных типажей АЛЦ и служащих основой для разработки ТТЗ на создание каждого представителя семейства АЛЦ.

Такое понимание внешнего проектирования, на наш взгляд, является более рациональным по сравнению с определением внешнего проектирования в работе [57], где задачи формирования облика, синтеза изделия и разработки аванпроекта относятся к внутреннему проектированию ЛА. По нашему мнению

данный этап должен начинаться с реализации ТТЗ на изделия на этапе эскизно-технического проектирования.

Дерево целей и задач создания семейства АЛЦ с выделением задач этапа внешнего проектирования, разработанное на основе принципов системного анализа [59], анализа существующих нормативных документов [132, 133], и обобщения опыта разработки БАК различного назначения на начальных стадиях их создания [5, 6, 8], представлено на рис. 1.13. Отметим, что в известных работах, посвященных проектированию БАК [5, 6, 8] отсутствуют состав и конкретные содержания предлагаемых проектных процедур.

Генеральная цель создания семейства АЛЦ декомпозируется на следующие цели первого уровня, являющиеся этапа работ:

- 1) Создание научно-технического задела для разработки БАК АЛЦ.
- 2) Проведение процедур внешнего проектирования комплекса.
- 3) Проведение процедур внутреннего проектирования БАК.
- 4) Производство опытной партии образцов семейства АЛЦ и проведение конструкторских и приемо-сдаточных испытаний, завершающихся окончательным утверждением конструкторской и технологической документации и присвоением литеры «О1».
- 5) Постановка изделия на серийное производство.

Этап внешнего проектирования декомпозируется на следующие цели второго уровня:

Этап 1. Концептуальные исследования, имеющие целью формирование и обоснование концепции создаваемого образца. В результате выполнения этого этапа формируется техническое задание на аванпроект и научно-технический задел для выполнения аванпроекта. При этом может возникнуть необходимость в проведении НИР по определенным частным вопросам.

В связи со спецификой задачи, состоящей в разработке беспилотной техники имитационного назначения, предлагается доработать общий подход к проведению концептуальных исследований авиационных комплексов [5; 54].

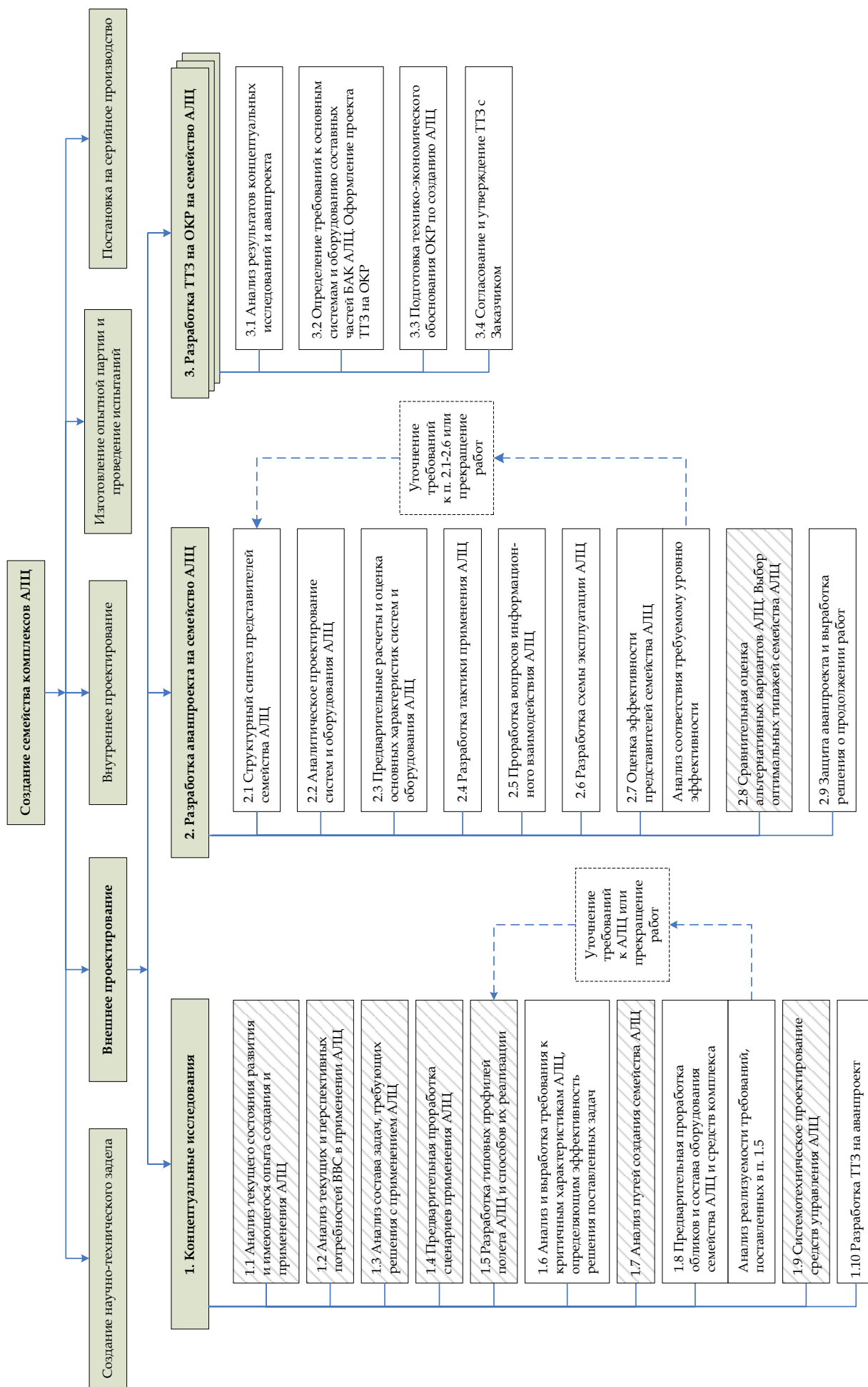


Рис. 1.13

Процесс создания АЛЦ предлагается начинать с разработки тактики применения, то есть требования к тактико-техническим характеристикам создаваемого ИмБАК должны формироваться на основе потребностей решения конкретного перечня целевых задач с учетом текущего уровня развития науки и техники.

Основными задачами этого этапа являются следующие:

1.1. Анализ текущего состояния развития и имеющегося опыта создания и применения АЛЦ. Данная задача является базовой для создания любого изделия авиационной техники. Основные результаты данных исследований приведены в разделах 1.1 и 1.2.

1.2. Анализ текущих и перспективных потребностей ВВС в применении АЛЦ. Данная задача должна выполняться головными НИО МО РФ. В рамках данной работы обоснование потребностей ВВС в АЛЦ представлено задачами, предложенными в разделе 2.1.

1.3. Анализ состава задач, требующих решения с применением АЛЦ. В рамках решения данной задачи должны быть проанализированы возможные направления применения АЛЦ. Основные результаты решения данной задачи приведены в разделе 1.3 в виде классификации способов боевого применения.

1.4. Разработка типовых профилей полета АЛЦ и способов их реализации. В рамках данной задачи разрабатываются типовые профили полета АЛЦ для имитации боевых маневров и профилей полета имитируемых СВН, а также определяются подходы к формированию законов управления АЛЦ.

1.5. Предварительная проработка сценариев применения АЛЦ. Для решения выделенного круга задач должны быть разработаны методы их решения, концептуальный вид которых оформляется в виде сценариев применения АЛЦ. Методики определения оптимальных количественных характеристик (потребное количество АЛЦ, время решения задачи, необходимое количество операторов управления и др.) при проработке сценариев применения АЛЦ приведены в разделах 2.1-2.3.

1.6. Анализ и выработка требования к основополагающим характеристикам БАК АЛЦ, определяющим эффективность решения поставленных задач. В результате проработки сценариев применения АЛЦ должны быть выделены основополагающие характеристики АЛЦ, целевого оборудования и средств комплекса (например, диапазон частот работы целевого оборудования, высотно-скоростные характеристики АЛЦ, дальность действия радиолинии «АЛЦ – ВПУ» и др.), требования к которым должны быть внесены в ТТЗ и на основе них рассчитаны прочие зависимые от них характеристики комплекса.

1.7. Анализ путей создания семейства АЛЦ. После определения основополагающих характеристик АЛЦ, необходимо проведение анализа путей создания семейства изделий, заключающегося в оценке необходимости проведения ОКР по созданию специальных образцов семейства АЛЦ, возможности их создания на базе существующих комплексов ВМ или переоборудования выведенных за штат СВН. Методики решения данной задачи и примеры их применения представлены в разделах 3.1-3.3.

1.8. Предварительная проработка обликов и состава оборудования семейства АЛЦ и средств комплекса. После определения основополагающих характеристик и анализа путей создания семейства АЛЦ проводится предварительное обливковое проектирование АЛЦ и средств комплекса для первоначального подтверждения реализуемости поставленных требований. В случае если совместная реализация требований невозможна, то по согласованию с НИО Заказчика проводится корректировка данных требований или прекращение работ, если не выполняются основополагающие требования, резко снижающие эффективность применения изделия.

1.9. Системотехническое проектирование средств управления АЛЦ. По результатам анализа задач АЛЦ и проработки их облика и состава оборудования проводится системотехническое проектирование средств управления АЛЦ, представляющих из себя аппаратно-программные средства воздушного (наземного) пункта управления группировкой АЛЦ.

1.10.Разработка ТТЗ на аванпроект. Результаты концептуальных исследований служат для разработки разделов тактико-технического задания (ТТЗ) на аванпроект, а также являются научно-техническим заданием для выполнения аванпроекта.

Этап 2. Разработка аванпроекта на семейство АЛЦ заключается в проработке альтернативных вариантов комплекса для каждого представителя семейства АЛЦ, в формировании и обосновании их рационального облика, которые в свою очередь определяют эффективное применение БАК АЛЦ.

Облик БАК АЛЦ представляет собой совокупность основных технико-экономических и эксплуатационных характеристик комплекса, определяющих его тип, структуру, а также способность реализовывать концептуальный замысел решения функциональных задач [5]. Задача формирования облика БАК АЛЦ может быть представлена как одновременное итерационное решение двух взаимосвязанных задач: структурного синтеза альтернативных вариантов и определения оптимальных проектных параметров для рассматриваемого альтернативного варианта [5].

С целью обеспечения системного подхода, а также в связи со спецификой создания БАК АЛЦ, предлагается доработать общепринятые задачи аванпроекта [132] путем их следующей конкретизации:

2.1. Структурный синтез представителей семейства АЛЦ.

2.2. Аналитическое проектирование систем и оборудования АЛЦ.

2.3. Предварительные расчеты и оценка основных характеристик систем и оборудования АЛЦ. Отметим, что задачи 2.1-2.3 являются типовыми задачами аванпроекта.

2.4. Разработка тактики применения АЛЦ. В рамках данной задачи на основе сценариев применения АЛЦ с учетом детализированного в задачах 2.1-2.3 облика комплекса АЛЦ проводится разработка тактики применения с учетом различных факторов боевых ситуаций, привлечением дополнительных средств и др. По нашему мнению, необходимость введения данной задачи на этапе аванпроекта обусловлена тем, что комплексы АЛЦ являются новым

видом вооружения и отсутствует возможность оценки тактики применения по аналогии с предыдущими изделиями подобного класса, а также требования к характеристикам изделия должны выдвигаться исходя из тактики его применения.

2.5. Проработка вопросов информационного взаимодействия АЛЦ. Задача интеграции АЛЦ как воздушного судна в систему УВД района, как средства вооружения в ЕСУ тактического и оперативного звена является одной из ключевых задач при создании БАК в целом и комплексов АЛЦ в частности [67; 68]. Обеспечение информационного взаимодействия требует дополнительного состава бортового оборудования и выполнения дополнительных мероприятий. Вследствие этого данная задача должна решаться начиная с этапа аванпроекта.

2.6. Разработка схемы эксплуатации АЛЦ. В рамках данной задачи должны быть определены структуры проведения всех видов подготовок и регламентных работ и другие мероприятия, связанные с эксплуатацией изделия. Первоначальная проработка данной задачи, по нашему мнению, должна быть проведена на этапе аванпроекта, так как эффективность эксплуатации является одним критериев оценки общей эффективности комплекса и учитывается при сравнительной оценке альтернативных вариантов.

2.7. Оценка эффективности представителей семейства АЛЦ. В рамках данной задачи должна быть разработана методика оценки эффективности комплексов АЛЦ. Уникальность данной задачи заключается в необходимости разработки методики оценки БАК АЛЦ как нового вида вооружения. По результатам оценки эффективности вариантов АЛЦ и недостижении заданных показателей необходимо проведение корректировки облика АЛЦ или требований эффективности по согласованию с НИО Заказчика, либо выработка решения о прекращении работ и невозможности реализации данного изделия.

2.8. Сравнительная оценка альтернативных вариантов АЛЦ. Выбор оптимальных типажей семейства АЛЦ. Данная задача является типовой задачей аванпроекта и заключается в проведении конкурсного сравнения

альтернативных вариантов построения семейства АЛЦ, выполненных несколькими исполнителями на основе критериев конкурсного отбора. Методика проведения такого сравнения предлагается в разделе 3.4 работы.

2.9. Защита аванпроекта и выработка решения о продолжении работ.

Этап 3. Разработка серии тактико-технических заданий (ТТЗ) на опытно-конструкторские работы по созданию образцов семейства АЛЦ, в которых конкретизируются основные требования к системам и оборудованию составных частей БАК АЛЦ. Проект ТТЗ на ОКР является исходным документом для внутреннего проектирования БАК АЛЦ. Структура задач данного этапа инвариантна к типу разрабатываемого летательного аппарата и регламентируется нормативными документами [133].

Выводы по главе

В данной главе были получены следующие результаты:

1. Рассмотрены и проанализированы существующие классификации БЛА. Предложена собственная классификация БАК, учитывающая функциональное назначение комплекса, уровень решаемых задач, вид БЛА комплекса и тип базирования.

2. Введены понятия учебно-испытательного и боевого ИмБАК, подразделяющие данный класс на комплексы полигонного и боевого применения, а также определены общие свойства и отличительные признаки данных типов ИмБАК, оказывающие влияние на требования к их созданию и этапы жизненного цикла.

3. Предложена классификация комплексов АЛЦ как развитие классификации БАК, учитывающая тип платформы построения, тип аэродинамической схемы, максимальную скорость полета, тип старта и кратность применения.

4. Приведены краткие результаты анализа типовых конструкций, состава систем, основного и дополнительного состава целевого оборудования существующих и перспективных АЛЦ отечественного и зарубежного производства.

5. Обоснована необходимость применения ВПУ для управления АЛЦ и предложен перечень решаемых им задач на этапах подготовки к полету и в процессе управления АЛЦ в полете.

6. Рассмотрены возможные типы самолетов-носителей АЛЦ с учетом располагаемых средств подвески и управления стартом с помощью СУО самолета-носителя.

7. Сформулированы основные требования к проектированию АЛЦ, необходимые для достижения максимальной технической, технологической и экономической эффективности АЛЦ.

8. Определены основные объекты противодействия АЛЦ из состава РЛС ПВО и истребительной авиации и способы воздействия на процессы данных объектов.

9. Рассмотрены способы боевого применения АЛЦ и предложена их классификация на демонстративные действия и скрытие реальных целей среди ложных. В качестве примера подробно рассмотрен сценарий боевого применения АЛЦ при решении задачи вскрытия наземной системы ПВО противника.

10. Предложен граф связи задач, решаемых при планировании операции вскрытия системы ПВО противника, при решении основной части которых используются подходы, представленные в главах 2-4 работы.

11. Предложена корректировка общего процесс проектирования авиационной техники исходя из специфики создания АЛЦ. Построено дерево целей и задач применения, управления и создания семейства комплексов АЛЦ с детализацией этапа внешнего проектирования. Приведена связь задач, решаемых в работе с деревом целей и задач.

ГЛАВА 2. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ФОРМИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ПРИМЕНЕНИЮ АЛЦ ПРИ ПРОТИВОДЕЙСТВИИ СРЕДСТВАМ ПВО

Анализ состояния вопроса выбора числа АЛЦ для применения в различных операциях ВВС показал, что только в работе [75] в используемых соотношениях учитывается их количество, но отсутствует методика расчета числа АЛЦ. Отсюда можно сделать вывод о практической неразработанности этого вопроса.

Как показала практика боевого применения ВВС в последних мировых конфликтах, одной из основных задач на тактическом, оперативном и стратегическом уровнях является вскрытие и преодоление активных средств ПВО (ВКО) противника.

В данной главе рассматриваются задачи, решаемые при планировании данного типа операций в соответствие с рис. 1.12. Для принятия оптимальных решений предлагается осуществлять выбор числа АЛЦ в составе смешанной авиационной группировки и определять наиболее вероятную продолжительность операции с их использованием, а также определять оптимальное число АЛЦ, управляемых операторами ВПУ группировки.

2.1 Задача оптимизации состава смешанных авиационных группировок СВН и АЛЦ

При решении задач скрытия реальных целей среди ложных необходимо иметь оценки оптимального количества АЛЦ, включаемых в состав ударной группы СВН, а также оценку уровня боевых потерь СВН группы при применении АЛЦ [70]. Рассмотрим задачу определения оптимального состава смешанной группировки СВН и АЛЦ.

Пусть для решения задачи нанесения удара по прикрываемому средствами ПВО объекту противника, требуется ударная группа, состоящая из $n_{свн}$ боевых единиц. Будем считать, что в процессе решения этой задачи данной группе

будет противодействовать некоторое количество однотипных ЗРК ПВО, имеющих в своем составе суммарно $n_{зур}$ зенитных управляемых ракет (ЗУР).

Для принятия решения по количественному составу смешанной группировки требуется предоставить командиру авиационной группы оценки количества x_1 потерянных СВН и количества x_2 АЛЦ, обеспечивающих допустимый уровень боевых потерь СВН.

В качестве первого критерия оптимальности состава формируемой группировки будем использовать минимум наивероятнейшего количества потерянных в ходе решения боевой задачи СВН.

В основу формализации этого критерия положим подход, связанный с непосредственным подсчетом вероятностей соответствующих случайных событий, аналогичный подходу расчета вероятности выбора определенного количества бракованных деталей из общего количества деталей [73, 118, 119].

Пусть из группировки ЛА в составе $(n_{свн} + x_2)$ СВН и АЛЦ, средства ПВО наугад выбирают и поражают цели с помощью $n_{зур}$ зенитных ракет. При этом предполагается, что АЛЦ в достаточной степени имитируют информационные признаки СВН и в контурах целераспределения ЗРК СВН и АЛЦ отображаются как одинаковые цели. Тогда получаем, что с помощью выпущенных $n_{зур}$ ракет будет уничтожено $n_{зур}$ единиц ЛА группировки.

Общее число случаев уничтожения $n_{зур}$ ракетами $n_{зур}$ целей из состава группировки определяется числом сочетаний $C_{n_{свн}+x_2}^{n_{зур}}$. Число благоприятных случаев, при которых пусками $n_{зур}$ ракет будет уничтожено ровно x_1 СВН определяется как $C_{n_{свн}}^{x_1} C_{x_2}^{n_{зур}-x_1}$. Данное выражение представляет собой произведения числа случаев $C_{n_{свн}}^{x_1}$, при которых будет уничтожено x_1 СВН, и числа случаев $C_{x_2}^{n_{зур}-x_1}$, при которых остальные пораженные цели $(n_{зур} - x_1)$ будут являться ложными.

Тогда вероятность потери ровно x_1 СВН из состава группировки, включающей в себя x_2 АЛЦ, будет иметь гипергеометрическое распределение [74, 120] и определяться функцией вида:

$$P(x_1, x_2) = \frac{C_{n_{свн}}^{x_1} C_{n_{зур}-x_1}^{x_2}}{C_{n_{свн}+x_2}^{n_{зур}}} = \frac{x_2! n_{свн}! n_{зур}! (x_2 + n_{свн} - n_{зур})!}{x_1! (n_{свн} - x_1)! (n_{зур} - x_1)! (n_{свн} + x_2)! (x_2 + x_1 - n_{зур})!} \quad (2.1)$$

Область существования этой функции дискретных аргументов записываются как:

$$\begin{aligned} 0 \leq x_1 \leq n_{свн}, \quad 0 \leq x_1 \leq n_{зур} \\ x_2 \geq 0, \quad x_2 \geq n_{зур} - n_{свн} \\ x_2 + x_1 \geq n_{зур} \end{aligned}$$

Перепишем эти условия в более удобном для дальнейшего применения виде:

$$\begin{aligned} 0 \leq x_1 \leq \min(n_{свн}, n_{зур}) \\ x_2 \geq \max(n_{зур} - n_{свн}, 0) \\ x_2 + x_1 \geq n_{зур} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Наивероятнейшее количество потерянных СВН определяется как некоторое значение x_1 , являющееся аргументом и доставляющее максимум функции $P(x_1, x_2)$ для каждого фиксированного значения аргумента x_2 .

Тогда в качестве первого критерия оптимальности, который имеет смысл минимума потерь СВН в составе смешанной авиационной группировки, предлагается использовать выражение вида:

$$\begin{aligned} K_1 = \arg \max_{x_1} P(x_1, x_2) = \\ = \arg \max_{x_1} \left(\frac{x_2! n_{свн}! n_{зур}! (x_2 + n_{свн} - n_{зур})!}{x_1! (n_{свн} - x_1)! (n_{зур} - x_1)! (n_{свн} + x_2)! (x_2 + x_1 - n_{зур})!} \right) \rightarrow \min \end{aligned} \quad (2.3)$$

Метод вычисления значения критерия K_1 включает в себя следующие этапы:

1. Для каждого фиксированного значения x_2 решается задача нахождения максимума функции $P(x_1, x_2)$ по аргументу x_1 при ограничениях на значения аргумента x_1 , задаваемых условиями (2.2).

2. Значение критерия K_1 для каждого фиксированного x_2 определяется как значение аргумента x_1 , доставляющее максимум функции $P(x_1, x_2)$.

В качестве второго критерия оптимальности будем использовать минимум количества АЛЦ в составе группировки, который имеет вид:

$$K_2 = x_2 \rightarrow \min \quad (2.4)$$

В связи с тем, что искомые переменные задачи по своей природе являются целочисленными необходимо использовать условия вида:

$$x_1 \in \{0, 1, 2, \dots, n_{сви}\}, \quad x_2 \in \{0, 1, 2, \dots\} \quad (2.5)$$

Особенностями предлагаемой задачи являются:

- дискретность и многокритериальность;
- существенная нелинейность;
- алгоритмичность вычисления критерия (2.3).

Дополнительно отметим, что в работе [121] рассматриваются только однокритериальные задачи с непрерывными переменными.

Поэтому для решения этой неклассической задачи дискретного программирования будем использовать метод ортогональных конусов, предложенный в работе [72]. Основными этапами данного метода являются:

1. Построение множества допустимых решений задачи X , удовлетворяющих ограничениям (2.2), (2.5), представленное на рис. 2.1.

2. Отображение множества допустимых решений X в пространство критериев и построение множества достижимости задачи G с помощью выражений (2.3), (2.4).

3. Выделение из множества достижимости G паретооптимального подмножества G^* с помощью построения в каждой точке множества G ортанта, который представляет собой выпуклый острый конус без вершины, порожденный единичными ортами пространства целевых функций. При этом утверждается, что рассматриваемая точка множества G является паретооптимальной и принадлежит G^* тогда и только тогда, когда во внутренность ортанта, построенного в этой точке, не попадает ни одна из точек множества G :

$$K_1^{(i)} \leq K_1^{(j)}, K_2^{(i)} \leq K_2^{(j)},$$

где $(K_1^{(i)}, K_2^{(i)}) \in G^*$, $(K_1^{(j)}, K_2^{(j)}) \in G$

4. Обратное отображение точек множества G^* в пространство решений и построение множества паретооптимальных решений задачи X^* .

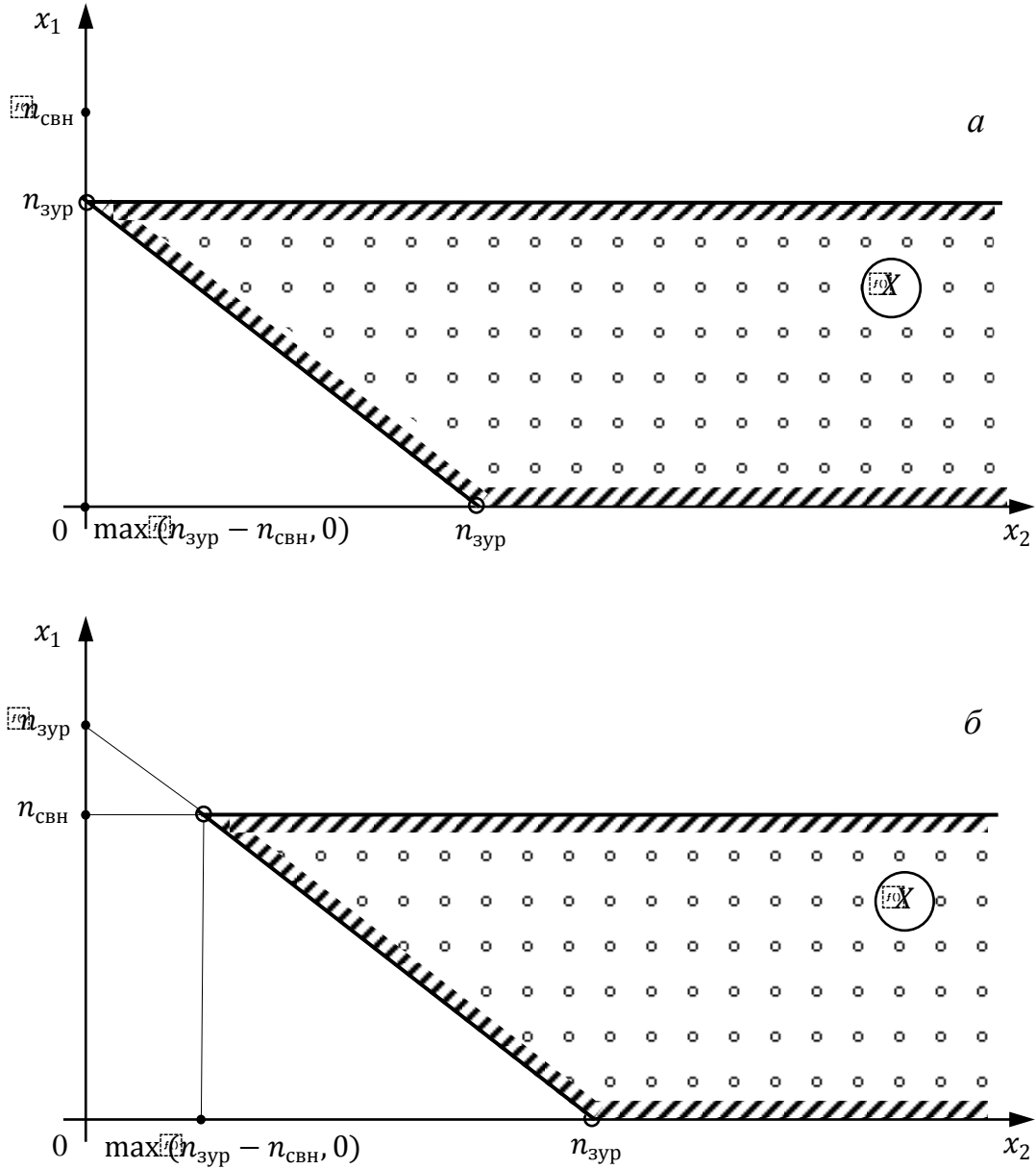


Рис. 2.1. Множество допустимых решений задачи

а) $n_{зур} \leq n_{свн}$, б) $n_{зур} > n_{свн}$

Уточним предложенную выше математическую модель. Введем в рассмотрение вероятности поражения АЛЦ одной ракетой как $p_{алц}$ и вероятность поражения СВН одной ракетой $p_{свн}$.

Тогда с помощью выпущенных $n_{зур}$ ракет будет уничтожено некоторое количество ЛА группировки, которое рассчитывается следующим образом.

Количество сбитых СВН является одной из переменных задачи и определяется величиной x_1 . На уничтожение x_1 СВН при вероятности поражения цели одной ракетой $p_{свн}$ необходимо затратить в среднем $\left[\frac{x_1}{p_{свн}} \right]$ ЗУР, где $[\cdot]$ – оператор округления до ближайшего целого с использованием «правила 0.5» [73]. По условиям задачи остальные $\left(n_{зур} - \left[\frac{x_1}{p_{свн}} \right] \right)$ ракет будут выпущены по АЛЦ группировки. Учитывая вероятность поражения АЛЦ одной ракетой $p_{алц}$, количество уничтоженных АЛЦ группировки в случае если будет поражено x_1 СВН составит в среднем $\left[\left(n_{зур} - \left[\frac{x_1}{p_{свн}} \right] \right) p_{алц} \right] = \left[n_{зур} p_{алц} - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} x_1 \right]$ единиц.

Тогда общее количество уничтоженных $n_{зур}$ ракетами целей определяется как:

$$n_{унич} = x_1 + \left[\left(n_{зур} - \left[\frac{x_1}{p_{свн}} \right] \right) p_{алц} \right] = \left[n_{зур} p_{алц} + \left(1 - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} \right) x_1 \right].$$

В данной постановке функция $P(x_1, x_2)$, определяющая вероятность потери ровно x_1 СВН из состава группировки, состоящей из $n_{свн}$ СВН и x_2 АЛЦ, примет следующий вид:

$$P(x_1, x_2) = \frac{C_{n_{свн}}^{x_1} C_{x_2}^{\left[n_{зур} p_{алц} - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} x_1 \right]}}{C_{n_{свн} + x_2}^{\left[n_{зур} p_{алц} + \left(1 - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} \right) x_1 \right]}} = \frac{x_2! n_{свн}!}{x_1! (n_{свн} - x_1)! (n_{свн} + x_2)!} \times$$

$$\times \prod_{i=0}^{x_1-1} \left[n_{зур} p_{алц} + \left(1 - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} \right) x_1 - i \right] \prod_{j=0}^{n_{свн} - x_1 - 1} \left[x_2 - n_{зур} p_{алц} + \frac{p_{алц}}{p_{свн}} x_1 - j \right]$$

Условия существования функции $P(x_1, x_2)$ записываются как:

$$x_1 \geq 0, \quad x_2 \geq 0, \quad n_{свн} \geq x_1$$

$$\left[n_{зур} p_{алц} - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} x_1 \right] \geq 0, \quad \left[n_{зур} p_{алц} + \left(1 - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} \right) x_1 \right] \geq 0$$

$$x_2 \geq \left[n_{зур} p_{алц} - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} x_1 \right], \quad n_{свн} + x_2 \geq \left[n_{зур} p_{алц} + \left(1 - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} \right) x_1 \right]$$

Перепишем данные условия в виде удобном для дальнейшего использования в форме следующих неравенств:

$$\begin{aligned} 0 \leq x_1 &\leq \min(n_{\text{свн}}, [n_{\text{зур}}p_{\text{свн}}]) \\ x_2 &\geq 0 \\ \left[\frac{x_2}{p_{\text{алц}}} + \frac{x_1}{p_{\text{свн}}} \right] &\geq n_{\text{зур}} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Множество X допустимых решений задачи, описываемое ограничениями (2.5), (2.6) примет вид, представленный на рис. 2.2.

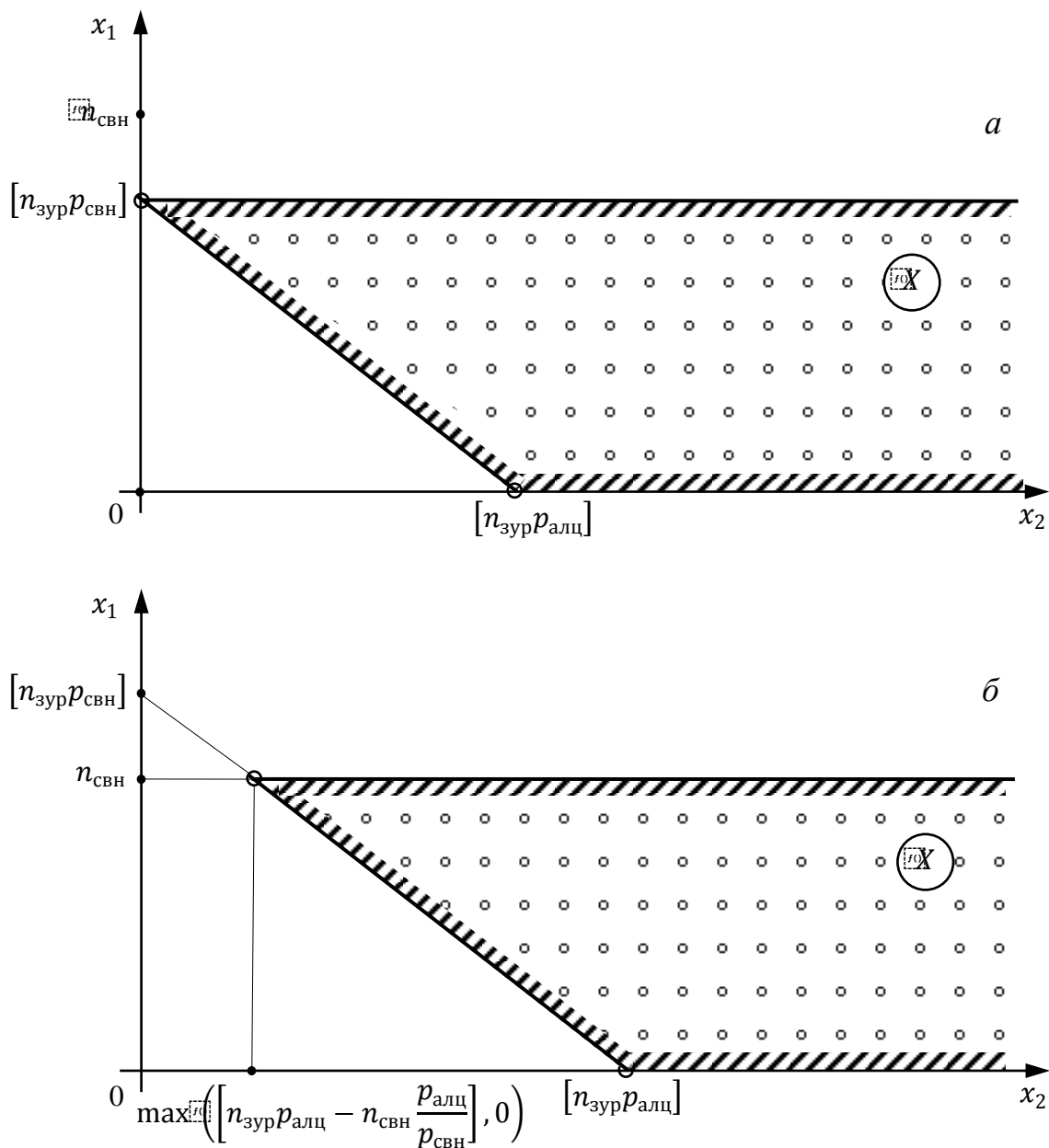


Рис. 2.2. Множество допустимых решений задачи
 а) $[n_{\text{зур}}p_{\text{свн}}] \leq n_{\text{свн}}$, б) $[n_{\text{зур}}p_{\text{свн}}] > n_{\text{свн}}$

Критерии оптимизации, имеющие смысл минимума потерь СВН и минимального количества АЛЦ в составе группировки, строятся аналогично предыдущей постановке задачи и принимают следующий вид:

$$K_1 = \arg \max_{x_1} P(x_1, x_2) = \arg \max_{x_1} \left(\frac{x_2! n_{свн}!}{x_1! (n_{свн} - x_1)! (n_{свн} + x_2)!} \times \right. \\ \left. \times \prod_{i=0}^{x_1-1} \left[n_{зур} p_{алц} + \left(1 - \frac{p_{алц}}{p_{свн}} \right) x_1 - i \right] \prod_{j=0}^{n_{свн}-x_1-1} \left[x_2 - n_{зур} p_{алц} + \frac{p_{алц}}{p_{свн}} x_1 - j \right] \right) \rightarrow \min \quad (2.7)$$

$$K_2 = x_2 \rightarrow \min \quad (2.8)$$

Для нахождения паретооптимальных решений задачи (2.7), (2.8), (2.5) и (2.6) используем описанный выше численный метод.

Отметим, что данная постановка является обобщением задачи в предыдущей постановке. При $p_{алц} = 1$ и $p_{свн} = 1$ получаем модель задачи (2.3), (2.4), (2.2) и (2.5).

Полученные результаты являются оценочными зависимостями уровня боевых потерь (количества потерянных самолетов) от количества ложных целей в составе авиагруппы. Из представленной совокупности решений ЛПР (командир авиагруппы, руководитель операции и др.) должен выбрать наиболее рациональный вариант исходя из неформализуемых условий боевой операции.

2.2 Динамическая вероятностная модель оценки продолжительности операции и потерь АЛЦ

Как было показано в разделе 1.3 способы боевого применения АЛЦ подразделяются на демонстративные действия и скрытие реальных целей среди ложных.

Задачи выбора оптимального количества АЛЦ для скрытия реальных целей была рассмотрена в предыдущем разделе работы. В данном разделе предлагается модель оценки потерь АЛЦ при использовании в составе смешанных авиационных группировок для выполнения демонстративных действий. Получаемые при ее использовании наивероятнейшие моменты

времени уничтожения каждой АЛЦ группировки используются для более детального планирования боевых операций СВН.

Будем считать, что в рассматриваемой операции должны участвовать N АЛЦ. Эта величина равна оптимальному значению переменной x_2 , полученной из решения соответствующей задачи раздела 2.1 или назначенной ЛПР по нормативам ВВС при проведении демонстративных действий с помощью АЛЦ.

Также предполагается, что в зоне боевого применения АЛЦ будут противодействовать некоторое количество средств ПВО, описываемых интенсивностью уничтожения воздушных целей λ .

Если предположить, что поток уничтоженных средствами ПВО воздушных целей является пуассоновским [73], то интенсивность их уничтожения определяется как [77]:

$$\lambda = K_{ЗРК} P_{ог} p_{нор}, \quad (2.9)$$

где $K_{ЗРК}$ – количество ЗРК в зоне полетов АЛЦ, $P_{ог}$ – огневая производительность комплексов ПВО, $p_{нор}$ – вероятность поражения одиночной цели очередью ракет.

Огневая производительность комплекса ПВО в соответствии с работой [77] определяется как:

$$P_{ог} = \frac{K}{T_{ц}},$$

где K – канальность по цели ЗРК (количество одновременно обстреливаемых целей), $T_{ц}$ – цикл стрельбы ЗРК (время выполнения одной стрельбы по цели).

Вероятность $p_{нор}$ поражения цели очередью из m вычисляется по формуле [75]:

$$p_{нор} = 1 - (1 - p_{нор.ед.})^m,$$

где $p_{нор.ед.}$ – вероятность поражения цели одной ракетой. Заметим, что величина m ограничивается характеристикой ЗРК «канальность по ракете» [77].

Таким образом, выражение (2.9) принимает следующий вид:

$$\lambda = K_{ЗРК} \frac{K}{T_{ц}} (1 - (1 - p_{нор.ед.})^m). \quad (2.10)$$

Параметры, входящие в эту формулу, являются тактико-техническими характеристиками комплексов ПВО, находящимися в открытом доступе [45].

Процесс изменения состояния группировки АЛЦ объективно является случайным процессом, который характеризуется параметром (2.9). Описание процесса применения АЛЦ как стохастического процесса можно обосновать априори неизвестными сведениями о составе системы ПВО противника, моментах времени обнаружения и средствами АЛЦ и другими неопределенными факторами проведения конкретной боевой операции [78].

Будем рассматривать этот процесс как процесс Маркова с непрерывным временем и дискретным множеством состояний [76, 78]. Введем множество состояний E группировки АЛЦ, состоящее из следующих элементов:

E_0 – потери среди АЛЦ отсутствуют;

E_1 – поражена одна АЛЦ;

.....

E_i – поражены i АЛЦ;

.....

E_N – поражены все N АЛЦ группировки.

Граф связи этих состояний представлен на рис. 2.3

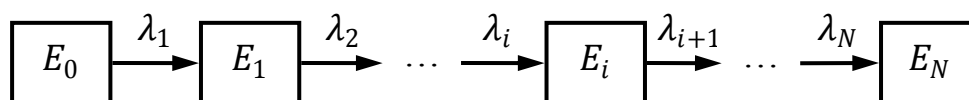


Рис. 2.3

На этом рисунке величинами λ_i обозначены интенсивности перехода рассматриваемого процесса из состояния E_{i-1} в состояние E_i , $i = \overline{1, N}$.

Как было отмечено ранее, применение большого количества ложных целей повышает нагрузку на контуры выбора, захвата, сопровождения цели и контур целераспределения [23]. Это приводит к перегрузке вычислительных и коммуникационных мощностей ЗРК и снижению огневой производительности. Отразим этот факт с помощью введения в модель коэффициента α снижения огневой производительности ЗРК вследствие перегрузки их вычислительных и коммуникационных мощностей с возрастанием числа обслуживаемых целей.

На основе работы [78], в которой процесс «гибели и размножения» используется для описания надежности системы с восстановлением, и работы [24], в которой ставится проблема снижения эффективности ПВО при большом

количестве обслуживаемых целей, примем следующий вид коэффициента снижения огневой производительности средств ПВО:

$$\alpha(i) = \frac{1}{N - i + 1}, \quad i = \overline{1, N} \quad (2.11)$$

Тогда интенсивности уничтожения АЛЦ, определяющие переходы между состояниями процесса, предлагается определять как:

$$\lambda_i = \alpha(i)\lambda, \quad i = \overline{1, N}, \quad (2.12)$$

где параметр λ вычисляется по формуле (2.10).

Из рис. 2.3 и выражения (2.12) следует, что рассматриваемый процесс представляет собой частный случай процесса «гибели и размножения» [73, 76, 78]. Введем в рассмотрение вероятности $p_i(t)$ того, что процесс в момент времени t будет находиться в состоянии E_i , т.е. средствами ПВО будет уничтожено i АЛЦ, $i = \overline{0, N}$.

Динамику изменения значений этих вероятностей будем описывать с помощью дифференциальных уравнений Колмогорова [78], которые согласно рис. 2.3 имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \dot{p}_0 &= -\lambda_1 p_0(t) \\ \dots\dots\dots \\ \dot{p}_i &= -\lambda_{i+1} p_i(t) + \lambda_i p_{i-1}(t), \quad i = \overline{1, N-1} \\ \dots\dots\dots \\ \dot{p}_N &= \lambda_N p_{N-1}(t) \end{aligned} \quad (2.13)$$

Начальные условия для этой системы записываются как:

$$p_0(0) = 1, \quad p_i(0) = 0, \quad i = \overline{1, N} \quad (2.14)$$

Данные выражения описывают тот факт, что в момент времени $t = 0$ входа АЛЦ в район действия средства ПВО потери среди них отсутствуют.

Функции $p_i(t)$, описывающие процесс «гибели» АЛЦ, дополнительно должны удовлетворять условию вида:

$$\sum_{i=0}^N p_i(t) = 1, \quad t \geq 0, \quad (2.15)$$

которое является формальным представлением требования, что в любой момент времени t процесс должен находиться в одном из состояний множества E .

В связи с тем, что процесс практического использования АЛЦ занимает относительно небольшое время, описываемое интервалом $(0, T)$, необходимо объективно применять динамическую, а не статическую модель процесса. Это отличает излагаемый в данной работе подход от существующих работ [76, 78], в которых рассматриваются только статические модели процессов «гибели и размножения»

Подставляя в систему (2.13) параметры λ_i , определенные выражением (2.12), получаем окончательный вид уравнений Колмогорова:

$$\dot{p}_0 = -\alpha(1)\lambda p_0(t) \quad (2.16)$$

$$\dots\dots\dots$$

$$\dot{p}_i = -\alpha(i+1)\lambda p_i(t) + \alpha(i)\lambda p_{i-1}(t), \quad i = \overline{1, N-1} \quad (2.17)$$

$$\dots\dots\dots$$

$$\dot{p}_N = \alpha(N)\lambda p_{N-1}(t), \quad (2.18)$$

которые совместно с условиями (2.14) и (2.15) описывают модель действия средств ПВО против группировки АЛЦ.

Свойства функций $p_i(t)$, $i = \overline{0, N}$ описываются следующим утверждением.

Утверждение 1. Решения задачи (2.16)-(2.18), (2.14), (2.15) таковы, что:

1) функция $p_0(t)$ является при $t > 0$ убывающей функцией, стремящейся к нулю;

2) функция $p_N(t)$ является возрастающей функцией своего аргумента и $\lim_{t \rightarrow \infty} p_N(t) = 1$;

3) функции $p_1(t), p_2(t), \dots, p_{N-1}(t)$ имеют в точках $t_1^*, t_2^*, \dots, t_{N-1}^*$ максимумы. При этом соответствующие значения удовлетворяют условиям:

$$t_1^* < t_2^* < \dots < t_{N-1}^*,$$

$$p_1(t_1^*) > p_2(t_2^*) > \dots > p_{N-1}(t_{N-1}^*).$$

Доказательство. Из первого уравнения (2.16) следует, что при $\alpha(1) > 0$ и $\lambda > 0$ производная функции $p_0(t)$ удовлетворяет неравенству

$$\dot{p}_0(t) < 0.$$

Вследствие этого $p_0(t)$ является монотонно убывающей функцией аргумента $t \geq 0$.

Решение данного уравнения при первом из начальных условий (2.14) имеет вид:

$$p_0(t) = \exp(-\alpha(1)\lambda t). \quad (2.19)$$

Из этого выражения следует, что

$$\lim_{t \rightarrow \infty} p_0(t) = 0. \quad (2.20)$$

Это равенство доказывает п.1 данного утверждения.

При $\alpha(N) > 0$ и $\lambda > 0$ рассмотрение последнего уравнения (2.18) показывает, что

$$\dot{p}_N(t) > 0.$$

Это означает, что при $t \geq 0$ функция $p_N(t)$ является монотонно возрастающей функцией, которая вследствие выражения (2.17) и условия

$$0 \leq p_i(t) \leq 1, \quad i = \overline{0, N}. \quad (2.21)$$

имеет при $t \rightarrow \infty$ своим пределом единицу. Последнее соответствует п.2 данного утверждения.

Рассмотрим доказательство п.3 Утверждения.

Определим функцию $p_N(t)$ из условия нормировки (2.15) как

$$p_N(t) = 1 - \sum_{i=0}^{N-1} p_i(t). \quad (2.22)$$

Покажем, что функции $p_i(t), i = \overline{1, N-1}$ имеют максимумы при $t > 0$.

Вычислим с использованием выражения (2.22) предел функции $p_N(t)$ при $t \rightarrow \infty$.

Используя известные правила вычисления пределов [79] имеем

$$\lim_{t \rightarrow \infty} p_N(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} \left[1 - \sum_{i=0}^{N-1} p_i(t) \right] = 1 - \sum_{i=0}^{N-1} \lim_{t \rightarrow \infty} p_i(t).$$

Отсюда с учетом доказанного выше п.2 Утверждения следует, что

$$\lim_{t \rightarrow \infty} p_i(t) = 0, \quad i = \overline{0, N-1}.$$

Для $i = 0$ этот факт подтверждается выражениями (2.19) и (2.20).

При $i = \overline{1, N-1}$ из условий (2.14), (2.21) и (2.22) и вида уравнений системы (2.16)-(2.18) следует, что $p_i(t)$ должны достигать максимальных значений p_i^* при некоторых значениях $t_i^* \in (0, \infty)$.

Покажем, что функция $p_1(t)$ имеет максимум. Подставляя функцию (2.19) в правую часть второго уравнения системы (2.17) и интегрируя при соответствующем начальном условии из состава (2.14) полученное линейное неоднородное уравнение 1-го порядка известными численными методами [127], получаем следующий вид искомой функции:

$$p_1(t) = (N-1) \left(e^{\frac{-\lambda t}{N}} - e^{\frac{-\lambda t}{N-1}} \right) \quad (2.23)$$

В данном выражении для конкретизации коэффициентов $\alpha(1)$ и $\alpha(2)$ была использована формула (2.11).

Используя необходимое условие экстремума [79], вычислим первую производную этой функции и приравняем ее к нулю.

$$\frac{dp_1}{dt} = (N-1) \left(-\frac{\lambda}{N} e^{\frac{-\lambda t}{N}} + \frac{\lambda}{N-1} e^{\frac{-\lambda t}{N-1}} \right) = 0$$

Решая данное уравнение, получаем точку максимума функции $p_1(t)$:

$$t_1^* = \frac{N(N-1)}{\lambda} \left| \ln \left(\frac{N-1}{N} \right) \right| \quad (2.24)$$

Покажем, что в данной точке функция $p_1(t)$ достигает максимума. Используя достаточное условие экстремума [79], имеем

$$\left. \frac{d^2 p_1}{dt^2} \right|_{t=t_1^*} = \lambda^2 (N-1) \left(\frac{1}{N^2} e^{\frac{-\lambda t_1^*}{N}} - \frac{1}{(N-1)^2} e^{\frac{-\lambda t_1^*}{N-1}} \right)$$

В связи с тем, что экспоненты изменяются в промежутке $[1,0)$ и множитель второго слагаемого при любом N больше первого, из этого выражения следует, что в точке t_1^* вторая производная будет отрицательна. Это означает, что функция $p_1(t)$ достигает в ней максимума.

Выделим из системы (2.16)-(2.18) i -е уравнение для функции $p_i(t)$:

$$\dot{p}_i = -\alpha(i+1)\lambda p_i(t) + \alpha(i)\lambda p_{i-1}(t), \quad i > 1.$$

Точки экстремума этой функции определяются из уравнений вида:

$$\frac{dp_i}{dt} = 0, \quad i > 1. \quad (2.25)$$

Приравнивая к нулю парвую часть приведенного дифференциального уравнения и исключая параметр λ , получим соотношение вида:

$$-\alpha(i+1)p_i(t) + \alpha(i)\lambda p_{i-1}(t) = 0. \quad (2.26)$$

Будем считать, что с помощью уравнений (2.25) вычислены значения t_i^* и соответствующие величины $p_i^* = p_i(t_i^*)$, $i = \overline{2, N-1}$. При этом при $i = 1$ использованы формулы (2.23) и (2.24).

Подставим значение $t = t_i^*$ в формулу (2.26):

$$-\alpha(i+1)p_i(t_i^*) + \alpha(i)p_{i-1}(t_i^*) = 0.$$

Преобразуем это выражение к виду

$$p_i(t_i^*) = \frac{\alpha(i)}{\alpha(i+1)} p_{i-1}(t_i^*).$$

Используя формулу (2.11) имеем, что

$$p_i(t_i^*) = \frac{N-i}{N-i+1} p_{i-1}(t_i^*), \quad i = \overline{2, N-1}.$$

Так как дробь, входящая в это выражение меньше единицы, можно сделать вывод, что:

$$p_i(t_i^*) < p_{i-1}(t_i^*).$$

Значение функции p_{i-1} в точке максимума t_{i-1}^* всегда превосходит свое значение в любой другой точке, вследствие чего предыдущее неравенство можно представить как:

$$p_i(t_i^*) < p_{i-1}(t_i^*) < p_{i-1}(t_{i-1}^*),$$

откуда следует, что

$$p_i(t_i^*) < p_{i-1}(t_{i-1}^*), \quad i = \overline{2, N-1}. \quad (2.27)$$

В соответствие с видом выражения (2.27) получаем, что максимальные значения функции $p_i(t)$, $i = \overline{1, N-1}$ составляют убывающую последовательность вида

$$p_1^* > p_2^* > \dots > p_{N-1}^*.$$

В связи с тем, что при $t > t_i^*$ функции $p_i(t)$ являются убывающими, имеем, что $t_{i-1}^* < t_i^*$. Отсюда следует, что точки их максимумов по оси t образуют возрастающую последовательность:

$$t_1^* < t_2^* < \dots < t_{N-1}^*.$$

Таким образом Утверждение 1 доказано.

Точки t_i^* являются наиболее вероятными моментами времени, когда средствами ПВО будут уничтожены $1, 2, \dots, N - 1$ АЛЦ.

Из Утверждения 1 показано, что на интервале времени $(0, T)$ вероятность уничтожения всех АЛЦ стремится к единице. При этом для каждой АЛЦ можно рассчитать момент времени ее уничтожения, при котором вероятность ее сбития достигает максимума.

Для решения задачи моделирования процесса «гибели» АЛЦ необходимо численно интегрировать полученную систему дифференциальных уравнений (2.16)-(2.18) с начальными условиями (2.14) и с учетом условия нормировки (2.15).

Преобразуем данную систему с учетом этого условия следующим образом. Используем выражение (2.22) для определения значений функции $p_N(t)$. Тогда при отбрасывании уравнения (2.18) получаем систему уравнений вида:

$$\begin{aligned} \dot{p}_0 &= -\alpha(1)\lambda p_0(t) \\ \dot{p}_i &= -\alpha(i+1)\lambda p_i(t) + \alpha(i)\lambda p_{i-1}(t), \quad i = \overline{1, N-1} \end{aligned} \quad (2.28)$$

В результате решения задачи Коши, которая интегрируется при следующих начальных условиях

$$p_0(0) = 1, \quad p_i(0) = 0, \quad i = \overline{1, N-1} \quad (2.29)$$

определяются значения наивероятнейших моментов времени t_i^* уничтожения каждой i -й АЛЦ.

Момент времени уничтожения последней N -й АЛЦ будет являться искомым потребным временем τ решения поставленной перед ними боевой задачи.

Так как функция $p_N(t)$ не имеет максимума, а использование для определения ее наибольшего значения выражения вида

$$t_N^*: p_N(t) = (1 - \varepsilon)$$

дает завышенные оценки времени уничтожения последней АЛЦ, предлагается для определения значения данной величины использовать выражение вида:

$$\tau = t_N^* = t_{N-1}^* + \lambda^{-1}. \quad (2.30)$$

Здесь λ^{-1} - время, необходимое средствам ПВО на уничтожение единичной АЛЦ, определяемое из выражения (2.10).

Из результатов решения данной задачи можно сделать следующие практические рекомендации.

Если обозначить момент времени начала операции по вскрытию системы ПВО как «Ч», то потребным подлетным временем ударной группы для поражения вскрытых средств ПВО будет являться время «Ч + τ ».

При отсутствии необходимости ожидания уничтожения всех АЛЦ и заданном ограничении по длительности проведения операции $\theta \in (0, T)$ математическое ожидание количества уничтоженных за это время АЛЦ составляет [73]:

$$\bar{N}(\theta) = \left[\sum_{i=0}^N i p_i(\theta) \right]. \quad (2.31)$$

Результаты моделирования процесса уничтожения АЛЦ средствами ПВО противника должны использоваться при принятии соответствующих решений. В частности они могут быть использованы при выборе ЛПР реализуемого варианта из паретооптимальных решений задач (2.2)-(2.8).

2.3 Задача выбора оптимального числа АЛЦ, управляемых оператором воздушного пункта управления

В настоящее время практически во всех БАК (см. рис. 1.1) для управления БЛА используются НПУ. В работе [8] в качестве перспективного направления развития беспилотной техники указывается на применение ВПУ для управления 4 боевыми БЛА типа Х-47, но не приводится методика расчета оптимального числа БЛА, обслуживаемых одним оператором такого пункта. В данном разделе предлагается математическая модель человеко-машинной

системы «Оператор ВПУ – АЛЦ» и метод нахождения оптимальных параметров ее функционирования.

Следует отметить, что оператор ВПУ осуществляет решение задач управления АЛЦ, приведенных на рис. 1.5, в значительно более жестких условиях, чем оператор НПУ. Внешние возмущения, действующие на ВПУ, дефицит времени на принятие решений, некомфортные микроклиматические условия, недостаточная эргономичность и информативность бортовых средств отображения информации и управления, описанных в разделе 1.2, приводит к повышенной вероятности совершения им ошибочных действий.

Вследствие этого решение задач моделирования работы системы «Оператор ВПУ – АЛЦ» и выбора оптимального количества АЛЦ, управляемых одним оператором, являются на наш взгляд актуальными не только для задач, отмеченных в Главе 1, но и для реализации такого важного направления теории и практики как групповое применение БЛА различного назначения, для которого отсутствуют в доступной литературе модели анализа и синтеза процессов группового управления БЛА оператором НПУ.

Будем считать, что согласно рис. 1.8-1.11 оператор управления ВПУ осуществляет сопровождение полета (контроль и корректировка текущих значений параметров полета) и АЛЦ, которые осуществляют автоматический программный полет в соответствии предварительно введенным полетным заданием.

При возникновении в течение полета АЛЦ нештатных ситуаций (неисправности бортового оборудования, значительные отклонения от заданных траекторий полета, наличие средств ПВО и т.п.) оператор самостоятельно или совместно с командиром группы принимает соответствующие решения и реализуется их с помощью средств ВПУ.

Практика использования НПУ БЛА показывает, что такие ситуации в реальных полетах АЛЦ возникают случайным образом и образуют случайный поток «заявок» на их «обслуживание» (отработку) оператором управления. В связи с невозможностью прогнозирования содержания каждой из таких

поступающих «заявок» оператору в общем случае потребуются случайные затраты времени на анализ ситуации и принятия решения по ее обработке (обслуживанию).

Естественно предположить, что при поступлении некоторой заявки на обслуживание в момент времени, когда оператор занят обслуживанием заявки от другой АЛЦ, она ожидает обслуживания в очереди заявок на управляющем модуле ВПУ.

Отмеченные выше особенности взаимодействия оператора с находящимися в полете АЛЦ позволяют использовать для описания этого процесса формализм теории массового обслуживания [76, 78]. Отметим, что в работе рассматривалась аналогичная задача моделирования применительно к организации процессов посадки воздушных судов на ВПП крупных аэропортов.

В связи с тем, что оператор ВПУ (обслуживаемое устройство) взаимодействует с n АЛЦ (источниками заявок), рассматриваемая система может быть отнесена к классу замкнутых систем массового обслуживания (СМО) вида $M/M/1/n$ [76; 78]. Структура такой СМО приведена на рис. 2.4.

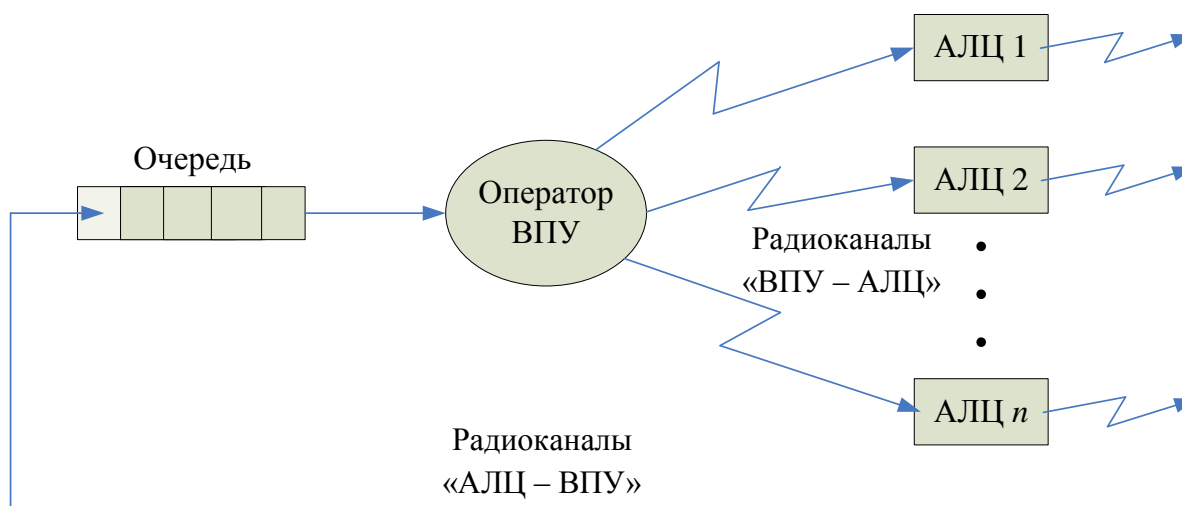


Рис. 2.4

На этом рисунке элемент «Оператор», обрабатывает поступившие заявки на управление АЛЦ с помощью АРМ и аппаратуру командной радиолнии «ВПУ-АЛЦ». Элементы «АЛЦ i » ($i = \overline{1, n}$), включают в свой состав находящиеся в полете АЛЦ и бортовую часть командной радиолнии «АЛЦ –

ВПУ». Элемент «Очередь», является некоторым бортовым аппаратно-программным средством ВПУ, предназначенным для накопления поступающих запросов на управления АЛЦ и передачи их по требованию «Оператору».

Введем следующее множества состояний системы, в которых она может находиться в любой момент времени:

E_0 – оператор свободен, т.к. заявки от АЛЦ отсутствуют;

E_1 – оператор занят обслуживанием заявки, поступившей от одной АЛЦ;

E_2 – заявки поступили от двух АЛЦ, одна заявка обслуживается оператором, другая ожидает в очереди;

.....

E_n – заявки поступили от всех АЛЦ, одна – обслуживается, $(n - 1)$ заявка ожидает в очереди.

Граф связи состояний $E_0, E_1, E_2, \dots, E_n$ приведен на рис. 2.5 [78].

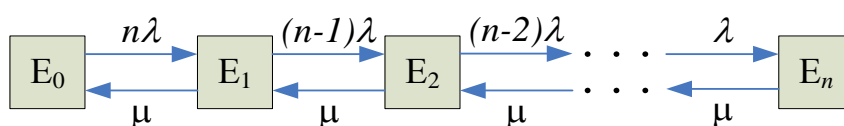


Рис. 2.5

На этом рисунке параметр λ означает интенсивность потока заявок на обслуживание одной АЛЦ, μ – интенсивность обслуживания заявок оператором ВПУ. При этом предполагается, что все входящие в систему АЛЦ являются однотипными, а интенсивность их обслуживания не зависит от числа заявок, находящихся в очереди.

Введем в рассмотрение вероятности $p_i(t)$ того, что в момент времени t система находится в состоянии $E_i, i = \overline{(0, n)}$.

Система дифференциальных уравнений, описывающих динамику изменения этих вероятностей, построенная по графу, представленному на рис. 2.5., имеет следующий вид [76]:

$$\begin{aligned}
\dot{p}_0 &= -n\lambda p_0(t) + \mu p_1(t); \\
\dot{p}_1 &= -[(n-1)\lambda + \mu]p_1(t) + n\lambda p_0(t) + \mu p_2(t); \\
\dot{p}_2 &= -[(n-2)\lambda + \mu]p_2(t) + (n-1)\lambda p_1(t) + \mu p_3(t); \\
&\dots\dots\dots \\
\dot{p}_i &= -[(n-i)\lambda + \mu]p_i(t) + (n-i+1)\lambda p_{i-1}(t) + \mu p_{i+1}(t); \\
&\dots\dots\dots \\
\dot{p}_n &= -\mu p_n(t) + \lambda p_{n-1}(t).
\end{aligned} \tag{2.32}$$

Начальные условия для этой системы записываются как

$$p_0(0) = 1, \quad p_i(0) = 0, \quad i = \overline{1, n}. \tag{2.33}$$

Вероятности $p_i(t)$, определяемые из решения задачи Коши (2.32), (2.33), должны удовлетворять условию:

$$\sum_{i=0}^n p_i(t) = 1, \quad t \geq 0, \tag{2.34}$$

которое означает, что СМО в любой момент времени должна находиться в одном из состояний $E_i, i = \overline{0, n}$.

Рассматриваемая система может функционировать в следующих режимах:

- 1) неустановившийся режим, описываемый выражениями (2.32)-(2.34);
- 2) стационарный режим, который характеризуется тем, что все $\dot{p}_i(t) = 0$ и $\lim_{t \rightarrow \infty} p_i(t) = p_i^*, i = \overline{0, n}$.

Следуя работе [78], установившиеся значения искомых вероятностей состояний будут для второго режима вычислены по формулам:

$$p_1^* = n\rho p_0^*; \quad p_2^* = n(n-1)\rho^2 p_0^*; \quad \dots, \quad p_n^* = n!\rho^n p_0^*, \tag{2.35}$$

где $\rho = (\lambda/\mu)$ – коэффициент загрузки системы. Входящая в эти выражения вероятность p_0 определяется по формуле вида:

$$p_0^* = [1 + n\rho + n(n-1)\rho^2 + \dots + n!\rho^n]^{-1} \tag{2.36}$$

Отметим, что выражения (2.35), (2.36) могут быть использованы в случае, когда АЛЦ находится в воздухе достаточно большое время, т.е. система

«оператор ВПУ – АЛЦ» перешла в установившийся стационарный режим функционирования (см. рис. 2.6).

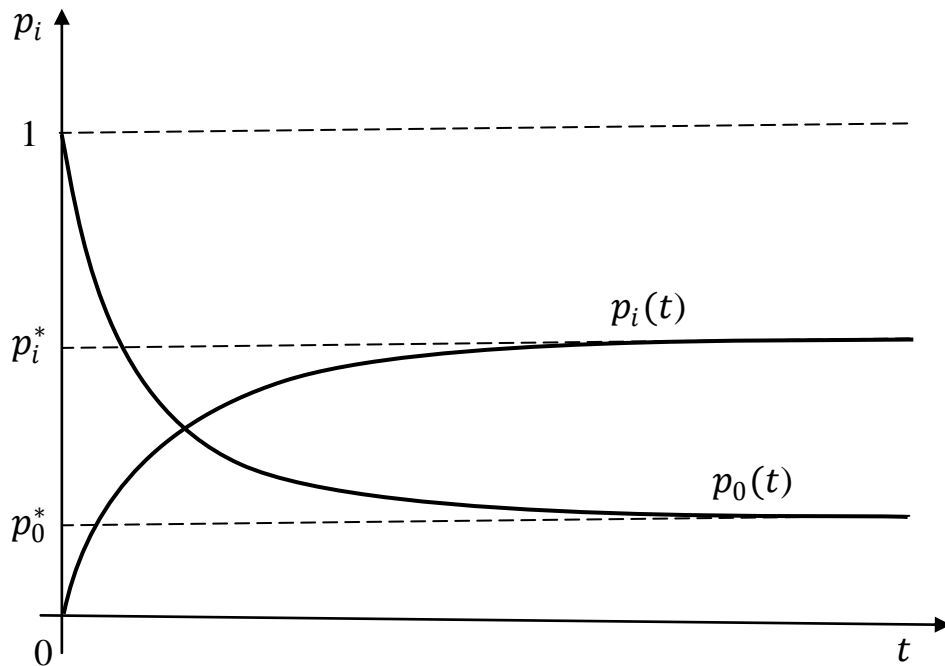


Рис. 2.6

При практическом использовании предлагаемой модели необходимо численно решить задачу (2.32)-(2.34) и определить оценку времени перехода в установившийся режим ее функционирования. Если эта оценка значительно меньше длительности операции T с применением АЛЦ, то дальнейшие исследования системы «Оператор ВПУ – АЛЦ» можно проводить с использованием выражений (2.35) и (2.36).

Как было показано выше, в процессе управления АЛЦ могут возникать ошибки оператора ВПУ, которые в дальнейшем потребуют повторного обслуживания находящихся в воздухе АЛЦ.

Для учета этих особенностей работы оператора будем использовать формализм СМО с ошибками и «торопливыми» обслуживающими приборами в установившемся режиме функционирования, описанном в работе [78].

Будем считать, что каждая заявка, поступившая от АЛЦ, полностью обслуживается оператором с некоторой вероятностью $0 \leq q < 1$.

Следуя рис. 2.4 значение вероятности безошибочного обслуживания АЛЦ будем определять в общем случае как

$$q = q_{\text{оп}} + q_{\text{арс}} - q_{\text{оп}}q_{\text{арс}} \quad (2.37)$$

Здесь $q_{\text{оп}}$ – вероятность принятия оператором правильного решения; $q_{\text{арс}}$ – вероятность безотказной работы аппаратуры радиосвязи в процессе осуществления радиообмена.

При выводе формулы (2.37) была использована теорема сложения вероятностей совместных событий [73].

Особенностью замкнутых СМО с ошибками является тот факт, что каждая необслуженная заявка с вероятностью $(1-q)$ становится в очередь и, следовательно, увеличивает загрузку СМО.

Граф связи состояний такой системы приведен на рис. 2.7.

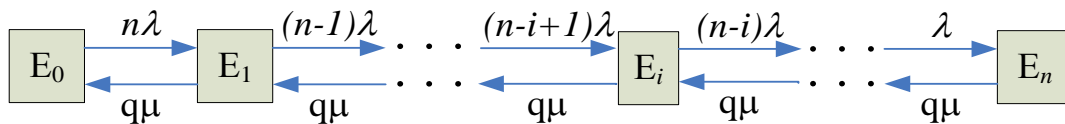


Рис. 2.7

В работе [78] показывается, что наличие ошибок в такой СМО уменьшает интенсивность обслуживания заявок на величину q . Последнее означает, что для описания функционирования рассматриваемой системы в зависимостях (2.32), (2.35) и (2.36) параметр μ необходимо заменить на $q\mu$, где q вычисляется по формуле (2.37).

Другим важным фактором, действующим в системе с дефицитом времени, является наличие в них режимов работы, при которых увеличение длины очереди приводит к тому, что обслуживающий прибор (оператор ВПУ) начинает «спешить» в процессе обслуживания заявок.

Следствием этого в нашем случае является увеличение интенсивности обслуживания заявок и вероятности принятия оператором ошибочных решений.

Пусть в очереди на обслуживании находятся r АЛЦ. Обозначим через $\mu(r)$ и $q(r)$ соответственно интенсивность обслуживания заявок и вероятность принятия ошибочного решения при наличии в очереди r заявок.

В этом случае процесс обслуживания будет осуществляться с интенсивностью:

$$\mu^*(r) = \mu(r)q(r), \quad r = \overline{0, n-1}, \quad (2.38)$$

которая является функцией дискретного аргумента r .

Граф связи состояний процесса обслуживания заявок от АЛЦ в условиях «спешки» и ошибок оператора ВПУ представлен на рис. 2.8.

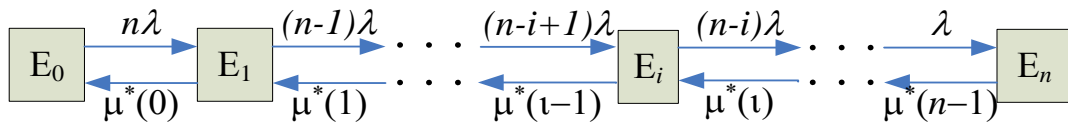


Рис. 2.8

Преобразовывая выражения (2.28), (2.29) с учетом того, что

$$\bar{\rho}(r) = \frac{\lambda}{\bar{\mu}(r)}, \quad r = \overline{0, n-1},$$

имеем следующие формулы для вычисления предельных вероятностей этих состояний:

$$\bar{p}_1 = \frac{n\lambda}{\bar{\mu}(0)} \bar{p}_0; \dots, \bar{p}_i = \frac{n(n-1)\dots(n-i+1)\lambda^i}{\bar{\mu}(0)\bar{\mu}(1)\dots\bar{\mu}(i-1)} \bar{p}_0; \dots, \bar{p}_n = \frac{n(n-1)\dots 2\lambda^n}{\bar{\mu}(0)\bar{\mu}(1)\dots\bar{\mu}(n-1)} \bar{p}_0,$$

где

$$\bar{p}_0 = \left[1 + \frac{n\lambda}{\bar{\mu}(0)} + \dots + \frac{n(n-1)\dots(n-i+1)\lambda^i}{\bar{\mu}(0)\bar{\mu}(1)\dots\bar{\mu}(i-1)} + \dots + \frac{n!\lambda^n}{\bar{\mu}(0)\bar{\mu}(1)\dots\bar{\mu}(n-1)} \right]^{-1}.$$

Входящие в них зависимости $\bar{\mu}(r)$ вычисляются по формуле (2.38).

Рассмотрим возможные виды зависимостей $\mu(r)$ и $q(r)$, которые отсутствуют в работе [78]. По своей природе эти функции описываются монотонными зависимостями и их значения должны резко возрастать (зависимость $\mu(r)$) и убывать (зависимость $q(r)$) при больших значениях длины очереди r . Примерный вид этих функций приведен на рис. 2.9.

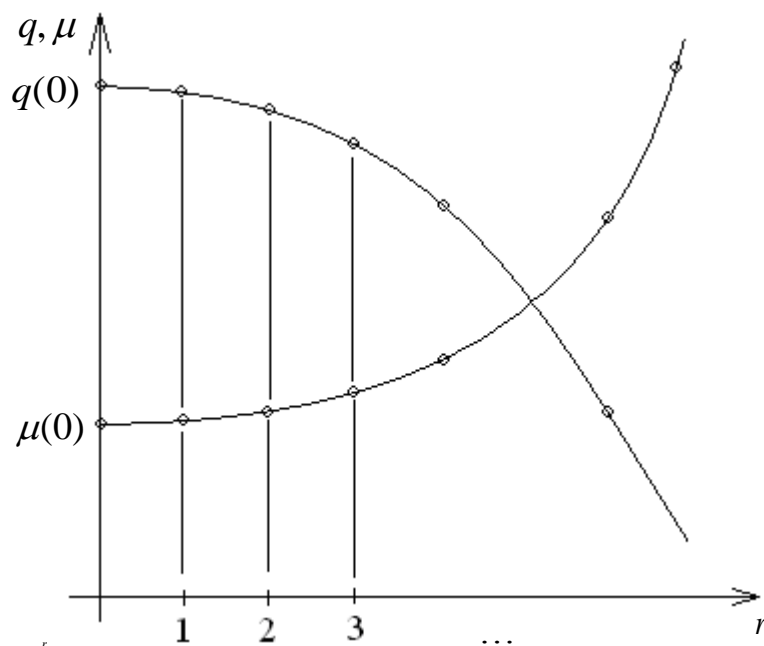


Рис. 2.9

Очевидно, что при малых значениях n эти функции могут быть описаны линейными зависимостями, параметры которых должны определяться методами инженерной психологии [124].

При решении задач анализа системы «Оператор ВПУ – АЛЦ» в установившемся режиме предлагается использовать следующие характеристики ее эффективности [81]:

1) вероятность того, что в текущий момент времени оператор ВПУ занят обслуживанием заявки, вычисляемая по формуле

$$P_{\text{зан}} = 1 - p_0, \quad (2.39)$$

2) абсолютная пропускная способность системы:

$$A = (1 - p_0)\mu \quad (2.40)$$

3) среднее число АЛЦ, требующих обслуживания в текущий момент времени:

$$\bar{W} = n - \frac{1 - p_0}{\rho} \quad (2.41)$$

4) среднее количество АЛЦ, ожидающих обслуживание оператором (средняя длина очереди):

$$\bar{r} = n - \frac{(1 - p_0)(1 + \rho)}{\rho} \quad (2.42)$$

5) коэффициент ожидания АЛЦ их обслуживания оператором ВПУ:

$$K = \frac{\bar{r}}{n} \quad (2.43)$$

При анализе работы системы, необходимо определить значения показателей эффективности (2.39) – (2.42) при имеющихся значениях параметров n , λ и интенсивностей обслуживания заявок оператором ВПУ – μ и $\bar{\mu}(r)$, $r = \overline{(0, n-1)}$. При этом показатели эффективности рассчитываются для двух вариантов функционирования системы:

- для безошибочного принятия соответствующих решений оператором ВПУ и безотказной работе командной радиолинии «ВПУ-АЛЦ»;
- при наличии ошибок оператора и его ускоренной работы в процессе возникновения значительной очереди заявок.

Отметим, что при анализе системы с различными значениями числа АЛЦ необходимо использовать значения коэффициента K , вычисляемого по формуле (2.43).

При проведении аналитических расчетов предлагается использовать фиксированное значение параметра λ и варьировать значения параметров n и μ в динамическом и установившемся режимах работы системы.

Рассмотрим задачу выбора оптимального числа n_0 АЛЦ, управляемых одним оператором при фиксированных значениях параметров λ и μ .

При функционировании системы «Оператор ВПУ-АЛЦ» в динамическом режиме, описываемом выражениями (2.32)-(2.34), ее по классификации работы [125] необходимо отнести к нестационарным системам обслуживания (НСО).

Следует отметить, что в этой монографии задачи оптимизации замкнутых НСО не рассматривались.

Пусть $(0, T)$ – интервал времени проведения операции с использованием АЛЦ. Следуя подходам из работы [125] в качестве критериев оптимальности выбора параметра n_0 будем использовать выражения вида:

$$\bar{p}_0(n) = \frac{1}{T} \int_0^T p_0(t, n) dt \rightarrow \min, \quad (2.44)$$

$$\bar{r}(n) = \max_{0 \leq t \leq T} \sum_{i=1}^n i p_i(t, n) \rightarrow \min, \quad (2.45)$$

где первый критерий определяет усредненную по времени вероятность того, что оператор ВПУ будет свободен от обслуживания находящихся в воздухе АЛЦ, а второй – среднюю максимальную длину очереди на обслуживание АЛЦ на интервале времени $(0, T)$.

Входящие в формулы (2.44) и (2.45) функции $p_i(t, n)$, $i = \overline{0, n}$, являются решениями системы уравнений (2.32), полученными с учетом условий (2.33) и (2.34).

Выражения (2.44), (2.45), (2.32) – (2.34) представляют двухкритериальную задачу оптимального управления динамической системой [126], где в качестве такового выступает искомый параметр n , входящий в правые части системы дифференциальных уравнений (2.32).

Эта задача формулируется следующим образом. Требуется определить значение дискретного управляющего параметра $n_0 \geq 2$, доставляющего минимальные значения целевым функциям (2.44), (2.45) при выполнении условий (2.32) – (2.34).

Для построения оптимальных по Парето решений задачи будем минимизировать линейную свертку ее критериев [123] вида:

$$L(\alpha, n) = \alpha \bar{p}_0(n) + (1 - \alpha) \bar{r}(n) \rightarrow \min_n, \quad (2.46)$$

где $\alpha \in [0, 1]$ – параметр свертки.

Наличие минимума этой функции определяется тем, что при любом значении $\alpha \in (0, 1)$ с ростом значения n первое слагаемое убывает, а второе возрастает.

Для решения задачи преобразуем модель НСО (2.32) – (2.34).

Перепишем равенство (2.34) в виде:

$$p_n(t) = 1 - \sum_{i=0}^{n-1} p_i(t) \quad (2.47)$$

и, отбрасывая последнее уравнение системы (2.32), заменим в ее оставшейся части вероятности p_n на правую часть этого равенства.

В этом случае выражения (2.32) и (2.33) запишутся как

$$\begin{aligned} \dot{\bar{p}}_0 &= -n\lambda p_0 + \mu p_1; \\ \dot{\bar{p}}_1 &= -[(n-1)\lambda + \mu]p_1 + n\lambda p_0 + \mu p_2; \\ \dots\dots\dots \\ \dot{\bar{p}}_i &= -[(n-i)\lambda + \mu]p_i + (n-i+1)\lambda p_{i-1} + \mu p_{i+1}; \\ \dots\dots\dots \\ \dot{\bar{p}}_{n-1} &= -(\lambda + \mu)p_{n-1} + 2\lambda p_{n-2} + \mu \left(1 - \sum_{i=0}^{n-1} p_i\right); \\ p_0(0) &= 1, \quad p_i(0) = 0, \quad i = \overline{1, n-1} \end{aligned} \tag{2.48} \tag{2.49}$$

Отметим, что задача Коши (2.48), (2.49) решается при фиксированном значении параметра n одним из известных численных методов, например методом Эйлера [127].

Аналогично, по результатам ее решения одним из существующих численных методов [127] вычисляется интеграл, входящий в выражение (2.44).

Практическое решение задач, предложенных в разделе 2.1, показал, что максимальное планируемое число применяемых АЛЦ составляет порядка нескольких десятков. Это позволяет проводить определение величины n путем последовательного увеличения значений $n \geq 2$ до выполнения условия минимума функции (2.46) вида:

$$L(\alpha, n_0 - 1) < L(\alpha, n_0) < L(\alpha, n_0 + 1), \quad \forall \alpha \in (0, 1) \tag{2.50}$$

С учетом этих особенностей для решения задачи (2.44), (2.45), (2.47) - (2.49) предлагается использовать следующий алгоритм:

1. Ввод значений α, μ, T .
2. Полагаем $\alpha = 0$.
3. Полагаем $n = 2$.
4. Численное решение задачи Коши (2.48), (2.49) на интервале $(0, T)$.
5. Вычисление значений функции $p_n(t)$ при $t \in (0, T)$ по формуле (2.47).
6. Численное вычисление значений целевых функций (2.44) и (2.45).
7. Вычисление значения функции $L(\alpha, n)$ с помощью формулы (2.46).

8. Полагаем $n = n + 1$ и переходим к п. 4.

9. Проверка выполнения условия (2.50). При его выполнении вывод значений α , n_0 , $\bar{p}(n_0)$, $\bar{r}(n_0)$ и переход к п. 10. При невыполнении – переход к п. 8.

10. Полагаем $\alpha = \alpha + 0.1$ и переходим к п. 3, до тех пор, пока $\alpha \leq 1$. В противном случае – завершение работы алгоритма.

Полученные в п. 9 паретооптимальные решения выдаются ЛПР в табличной и графической форме для выбора им подходящего с точки зрения конкретного ВПУ числа n_0 АЛЦ, управляемых его оператором.

Формально единственное решение n_0 рассматриваемой задачи можно по построенному множеству паретооптимальных решений получить методом «идеальной точки» [54] по формуле:

$$R = \sqrt{\left(\frac{\bar{p}_0 - \bar{p}_{ид.}}{\bar{p}_0^{max}}\right)^2 + \left(\frac{\bar{r} - \bar{r}_{ид.}}{\bar{r}^{max}}\right)^2} \rightarrow \min$$

Здесь в качестве такой точки используется точка $(\bar{p}_{ид.}, \bar{r}_{ид.}) = (0,0)$.

Рассмотрим задачу определения величины n_0 для установившегося режима работы системы «Оператор ВПУ - АЛЦ» при фиксированных значениях параметров λ и μ .

Потребуем, чтобы оптимальное значение этой величины обеспечивало максимум абсолютной пропускной способности системы (2.40) и минимум средней длины очереди АЛЦ, ожидающих обслуживания (2.41) [81].

Формально эти противоречивые требования к системе «Оператор ВПУ – АЛЦ» записываются в форме следующей двухкритериальной задачи оптимизации:

$$\begin{aligned} A(n) &\rightarrow \max, \\ \bar{r}(n) &\rightarrow \min, \\ n &\in \{2,3,4,\dots\}, \end{aligned} \tag{2.51}$$

в которой целевые функции конкретизируются выражениями (2.40) и (2.42).

Анализ выражения (2.40) показывает, что максимальное значение A будет достигаться при минимальном значении вероятности p_0 того, что оператор ВПУ будет свободен от обслуживания заявок от n АЛЦ.

Тогда задача (2.51) может быть переписана как

$$p_0(n) \rightarrow \min_n, \quad (2.52)$$

$$\bar{r}(n) \rightarrow \min_n, \quad (2.53)$$

$$n \in \{2, 3, 4, \dots\}, \quad (2.54)$$

где целевая функция (2.52) определяется выражением (2.36).

Полученная задача относится к классу многокритериальных задач дискретной оптимизации.

Из вида выражений (2.36) и (2.42) следует, что критерии (2.52) и (2.53) противоречивы, т.к. с ростом n вероятность p_0 убывает, а средняя длина очереди \bar{r} возрастает. Качественное поведение целевых функций задачи (2.52)-(2.54) представлено на рис. 2.10.

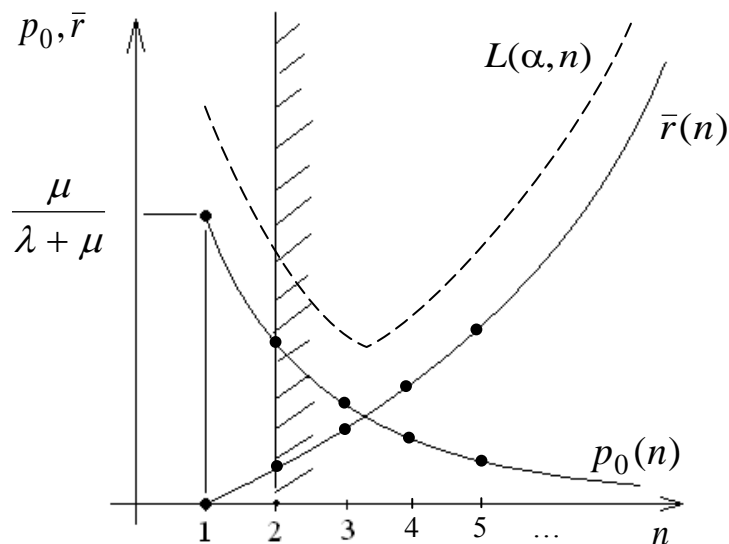


Рис. 2.10

Оптимальные по Парето решения задачи (2.52) – (2.54) будем определять путем решения однокритериальной параметрической задачи оптимизации вида:

$$L(\alpha, n) = \alpha p_0(n) + (1 - \alpha) \bar{r}(n) \rightarrow \min_n \quad (2.55)$$

$$n \in \{2, 3, 4, \dots\}, \quad (2.56)$$

где $\alpha \in [0,1]$ – параметр свертки критериев.

Существование минимума функции (2.55) показано на рис. 2.10. В связи с тем, что в выражение (2.36) входит факториал искомой переменной n с ее небольшими реальными значениями, данную задачу можно решить методом прямого перебора.

Полученные путем варьирования значений параметра α паретооптимальные варианты числа АЛЦ вместе с соответствующими им значениями целевых функций p_0 и \bar{r} выдаются ЛПР для выбора реализуемого на практике значения n_0 . В дополнение к этому единственное решение задачи (2.52)-(2.54) может быть выделено из паретооптимального множества ее решений с использованием метода «идеальной точки» [54], в качестве которой выступает точка $(p_0^*, \bar{r}^*) = (0, 0)$.

Полученное значение n_0 числа АЛЦ, управляемых оператором ВПУ, используется для определения потребного количества ВПУ:

$$N_{\text{ВПУ}} = \left[\frac{x_2^0}{n_0} \right], \quad (2.57)$$

где x_2^0 - оптимальное решение задачи (2.2)-(2.8).

Кроме того, значение n_0 может быть использовано в задаче оптимального выбора самолета, выполняющего функции самолета-носителя АЛЦ и ВПУ, рассмотренной в Главе 3 работы.

Отметим, что за счет общности предложенного выше подхода он может быть использован и для НПУ БАК.

Выводы по главе

В данной главе были получены следующие результаты:

1. Построена математическая модель дискретной оптимизации состава смешанной авиационной группировки СВН и АЛЦ по критериям минимального наивероятнейшего количества потерянных СВН и минимального применяемого количества АЛЦ, решаемая при планировании операции вскрытия системы ПВО (см. рис. 1.12). Предложен метод, обеспечивающий решение этой

существенно нелинейной задачи с алгоритмическим вычислением значения первого критерия.

2. Разработана динамическая вероятностная модель оценки потерь АЛЦ на базе частного случая марковского процесса «гибели и размножения», необходимая при планировании задачи вскрытия системы ПВО противника, представленной на рис. 1.12. Особенностью предложенной модели является применение интенсивности перехода между состояниями, зависящей от числа обслуживаемых средствами ПВО ложных целей. Сформулировано и доказано Утверждение 1 о наличии совокупности экстремумов функций вероятностей нахождения процесса в каждом из состояний и их поведении. Для длительных операций с применением АЛЦ предложена статическая модель «гибели» АЛЦ.

3. Предложена математическая модель процесса функционирования системы «Оператор ВПУ – АЛЦ», описанной в разделе 1.2, в виде замкнутой СМО с ожиданием. Рассмотрены установившийся и неуставившийся режимы работы системы. В качестве направления развития задачи предложено применение формализма СМО с ошибками и «торопливыми» обслуживающими приборами, параметры которой определяются методами инженерной психологии.

4. Разработаны динамическая и статическая модели оптимизации количества АЛЦ, управляемых одним оператором ВПУ, по критериям максимальной загруженности оператора и минимальной средней длины очереди заявок на управление АЛЦ. Для нахождения паретооптимальных решений задачи в неуставившемся режиме предложен специальный алгоритм на основе метода линейной свертки критериев. Предлагаемые модели могут быть использованы при определении оптимального количества ВПУ АЛЦ для вскрытия ПВО противника (см. рис. 1.12).

ГЛАВА 3. НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ УПРАВЛЕНИЯ АЛЦ

В настоящее время управление полетом БЛА различного назначения в основном производится с наземных пунктов управления (НПУ), состав которых описан в работах [15, 41, 54]. Вместе с тем в работе [8] отмечено, что перспективным направлением в развитии БАК является применение в их составе воздушных пунктов управления (ВПУ). В особенности это касается АЛЦ, вопросы применения которых рассмотрены в разделе 1.2 работы. Отметим, что в существующей литературе как теоретические, так и практические вопросы построения ВПУ на базе двухместных самолетов легкого и среднего класса не рассматривались. Поэтому раздел 3.1 этой главы посвящен разработке структуры и функций аппаратно-программных средств таких ВПУ.

Как следует из графа задач, решаемых при планировании операции вскрытия системы ПВО противника (см. рис. 1.12), полеты АЛЦ в зоне действия средств ПВО должны в максимальной степени соответствовать полетам реальных пилотируемых СВН. Отсюда возникает задача программирования траекторий полетов АЛЦ, рассмотренная в разделе 3.2.

В разделе 3.3. приведены примеры формирования АЛЦ с использованием полетных данных самолета имитатора Су-30МК2.

3.1 Структура и функции аппаратно-программных средств воздушного пункта управления АЛЦ

Предлагается использовать в качестве носителей (платформы) ВПУ АЛЦ существующие и перспективные образцы двухместных самолетов ВВС. При этом размещение на них специальных аппаратных средств должно проводиться при минимальных доработках выбранного образца. Это, на наш взгляд, позволит минимизировать стоимость создания ВПУ АЛЦ.

Другим фактором, положительно влияющим на выполнение этого требования, является максимальное использование для реализации функций ВПУ имеющихся ресурсов БРЭО применяемого самолета-носителя.

Из эксплуатационных требований к ПВУ выделим такое главное требование как максимальный уровень автоматизации деятельности оператора ВПУ при управлении находящимися в воздухе АЛЦ.

Вследствие использования ВПУ непосредственно в боевых порядках ударных самолетов должны быть предусмотрены меры защиты аппаратуры и каналов связи «ВПУ – АЛЦ» от преднамеренных помех средств РЭП противника и непреднамеренных помех собственных РЭС.

Применение ВПУ для решения боевых задач накладывает особые требования по функциональной надежности, такие как, например, многократное резервирование аппаратных средств, защита от информационного оружия и несанкционированного доступа к программным средствам ВПУ и др.

Таким образом, основными требованиями к созданию и применению ВПУ АЛЦ являются следующие:

1. Требование минимальной стоимости создания и эксплуатации ВПУ.
2. Требование максимального использования ресурсов БРЭО самолета-платформы ВПУ.
3. Требование минимальной трудоемкости выполнения функций оператора управления.
4. Требование максимальной помехозащищенности процессов управления АЛЦ.
5. Требование максимальной функциональной надежности аппаратно-программных средств ВПУ АЛЦ.

В основу функционирования ВПУ предлагается положить цикл управления АЛЦ, представленной на рис. 3.1.

Рассмотрим основные вопросы реализации приведенных выше принципов и предлагаемого цикла управления.

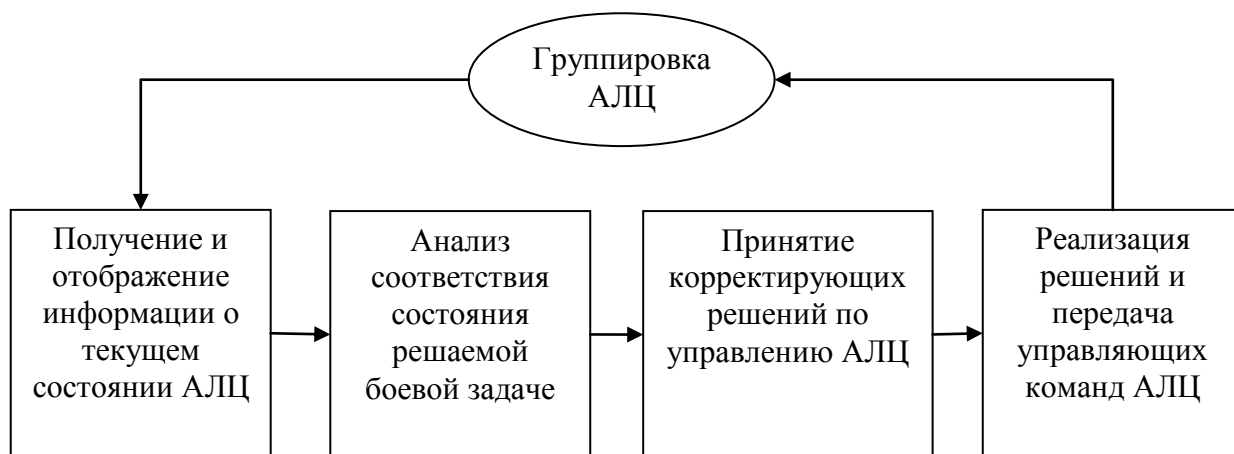


Рис. 3.1

Этот цикл, согласно принципам 1-3, должен быть реализован в составе комплекса автоматизации деятельности оператора ВПУ, который организован как бортовое АРМ (БАРМ) оператора управления АЛЦ.

Состав БАРМ представлен на рис. 3.2.

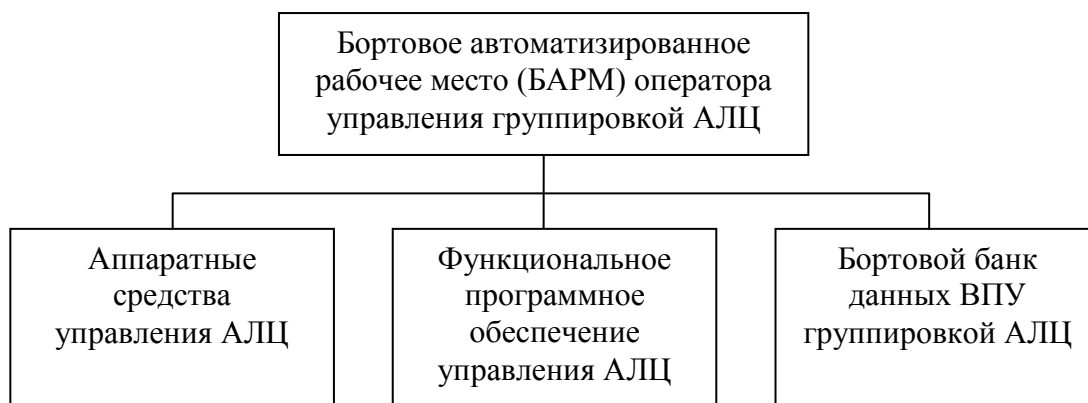


Рис. 3.2

При этом получение, обработка, отображение и ввод информации о состоянии АЛЦ группировки осуществляется в БАРМ с использованием следующих компонент БРЭО самолета-носителя ВПУ:

- бортовая радиолокационная станция (БРЛС);
- бортовой вычислительный комплекс (БВК);
- внутрикабинное устройство отображения и ввода информации на базе многофункционального цифрового индикатора (МФЦИ), который может быть задействован как из состава средств объекта размещения (рис. 3.3, а), так и установлен дополнительно при отсутствии штатных цифровых средств индикации (рис. 3.3, б).



а)



б)

Рис. 3.3. Примеры размещения устройств отображения и ввода информации ВПУ
 а) при наличии штатных МФЦМ (Су-34, МиГ-35 и др.);
 б) при необходимости дооснащения МФЦИ (Су-24, Су-25 и др.)

В состав специальных аппаратных средств БАРМ оператора ВПУ предлагается включить:

– устройство ввода в БВК с flash-накопителя полетного задания для группировки АЛЦ и цифровых карт района полета (УВПЗ), а также снятия регистрируемых параметров работы ВПУ;

– аппаратура информационных и командных радиоканалов (АИКРК) связи АЛЦ и ВПУ.

По АИКРК ВПУ передает на АЛЦ варианты полетных заданий, команды смены и корректировки текущего полетного задания, разовых команд управления полетом и работой целевого и бортового оборудования АЛЦ, а принимает телеметрическую информацию о параметрах полета и состоянии систем АЛЦ, квитанции о получении АЛЦ команд управления, а также информацию от целевого оборудования АЛЦ если такая предполагается.

Структура комплекса аппаратных средств (АС) БАРМ представлена на рис. 3.4.

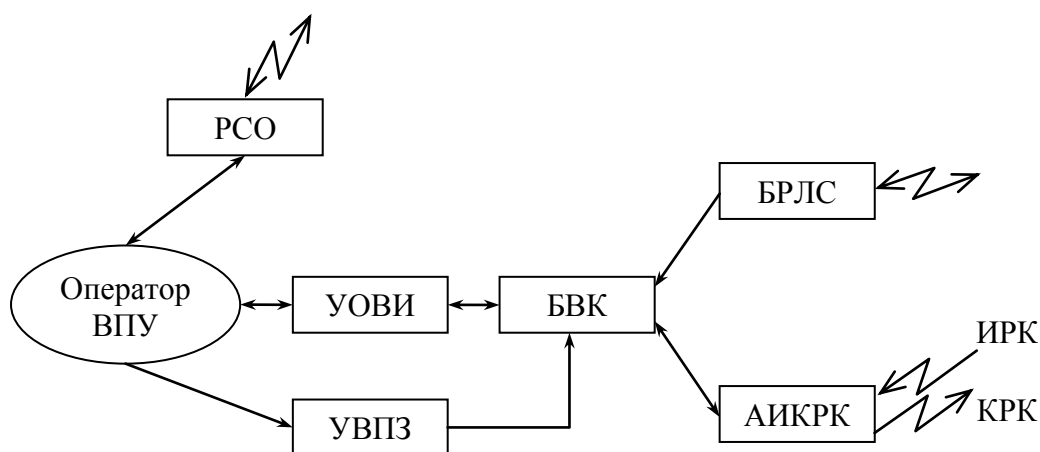


Рис. 3.4

На этом рисунке показано взаимодействие оператора с соответствующими средствами БРЭО и АРМ, а также выделены информационный (ИРК) и командный (КРК) радиоканалы связи с АЛЦ.

Цикл управления АЛЦ, представленный на рис. 3.1, реализуется с помощью функционального программного обеспечения (ФПО) БАРМ.

Следуя принципу 3, ФПО предлагается организовать в виде построенного по модульному принципу [134] диалогового комплекса программ (КП), состав которого приведен на рис. 3.5.

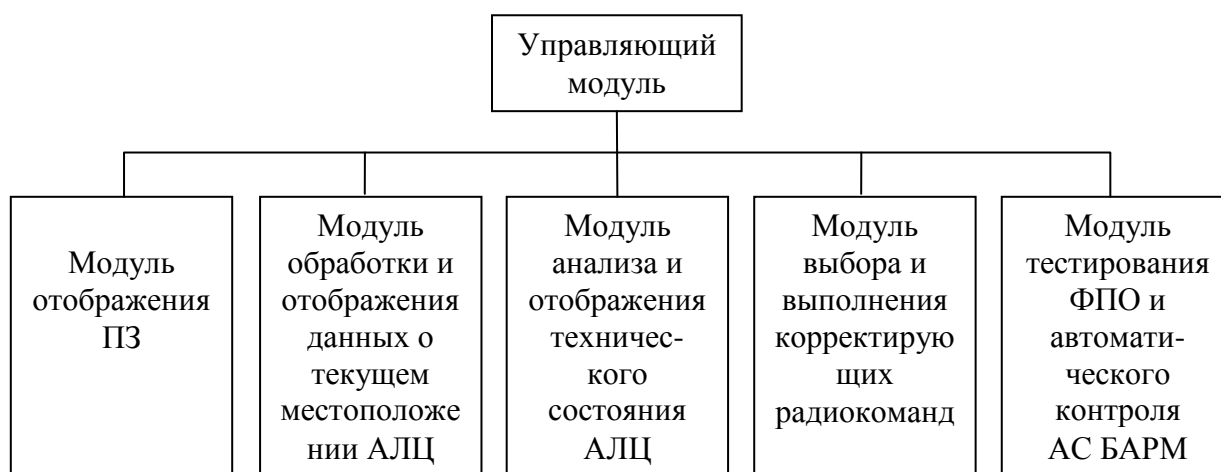


Рис. 3.5

Рассмотрим функции модулей КП оператора ВПУ, который функционирует в среде БВК (см. рис. 3.3).

Управляющий (головной) модуль КП выполняет следующие функции:

- регистрация персональных данных оператора, даты и времени начала работы,
- ввод/вывод в БВК данных из УВПЗ,
- управление выполнением и обменом данных между прикладными модулями КП.

Модуль отображения полетного задания предназначен для вывода на УОВИ целей, задач и сроков выполнения отдельных этапов, проводимой с применением АЛЦ боевой операции. Эта информация используется для ее предполетного изучения оператором ВПУ, а также в справочном режиме в процессе проведения операции.

Модуль обработки отображения данных о текущем местоположении каждой АЛЦ группировки использует исходные данные, поступающие от БРЛС и информационного канала АИКРК. Эти данные после их обработки в БВК отображаются в форме движущихся точек с номерами АЛЦ на УОВИ на фоне электронной карты местности проведения операции. Дополнительно по каждой АЛЦ выдаются их основные полетные параметры.

Работоспособность каждой находящейся в воздухе АЛЦ оперативно оценивается и выдается оператору при выполнении модуля анализа и

отображения технического состояния АЛЦ. При этом в реальном масштабе времени осуществляется допусковый контроль поступающих по информационному каналу АИКРК параметров каждой АЛЦ.

При выходе значения параметра за допустимые пределы оператору ВПУ выдается на УОВИ номер соответствующей АЛЦ, код параметра и степень нарушения допуска в процентах с соответствующим знаком.

Модуль выбора и выполнения корректирующих радиокоманд активизируется после анализа оператором результатов работы предшествующих модулей и принятия им решения по корректировке воздушных ситуаций. В процессе работы этого модуля оператору на УОВИ выдается «меню» радиокоманд, из которых он с помощью клавиатуры этого устройства выбирает требуемые команды и задает номера АЛЦ-адресатов. Эта информация обрабатывается в БВК и в форме управляющих сигналов передается в АИКРК для передачи соответствующим АЛЦ по командному радиоканалу.

Модуль тестирования и автоматического контроля АС БАРМ выполняет следующие функции:

- предстартовый контроль работоспособности описанных выше программных модулей КП,
- автоматический контроль в полете технического состояния АС БАРМ.

Если при выполнении тестирования будет получен отрицательный результат, то в БВК вводится копия его текста. Вторая функция реализуется с использованием данных от штатных систем встроенного контроля БРЛС, БВК, УОВИ, РСО и аналогичной системы АИКРК. При наличии отказов в этих АС соответствующие сообщения выдаются на УОВИ.

Для сбора, хранения и выдачи оператору требуемых данных предлагается использовать в качестве информационного обеспечения работы БАРМ бортовой банк данных (ББнД), описанный в работе [125].

В файлах этого банка, который размещается в БВК ВПУ, записывается следующая информация:

- Ф.И.О. и звание оператора ВПУ;
- дата и время начала операции;
- полетное задание для группировки АЛЦ;
- данные, поступившие от АЛЦ в течение проведения операции;
- корректирующие радиокоманды оператора управления АЛЦ;
- время завершения операции по использованию АЛЦ.

Кроме отмеченного выше оперативного использования ББнд, его информация может быть использована для послеполетного анализа проведенной операции, а также после соответствующего накопления и обработки в качестве базы знаний перспективной системы управления АЛЦ [55, 56].

Алгоритм управления группировкой АЛЦ с помощью описанного выше бортового комплекса средств автоматизации приведены на рис. 3.6.

Отметим, что представленный на рис. 3.2 комплекс средств автоматизации работы оператора управления АЛЦ может быть использован в наземных условиях для полигонного применения АЛЦ в учебных и испытательных целях. В этом случае в качестве УОВИ, БВК используются штатные средства АРМ оператора управления НПУ БАК совместного с РЛС и аппаратурой радиообмена комплекса. Можно заметить, что для выбора самолета-носителя ВПУ АЛЦ с учетом характеристик БРЭО и возможностей размещения специальных аппаратных средств БАРМ оператора рекомендуется использовать после соответствующей доработки задачу, аналогичную задаче оптимального выбора самолета для создания АЛЦ-аналога вида (4.21)-(4.25), (4.27)-(4.35).

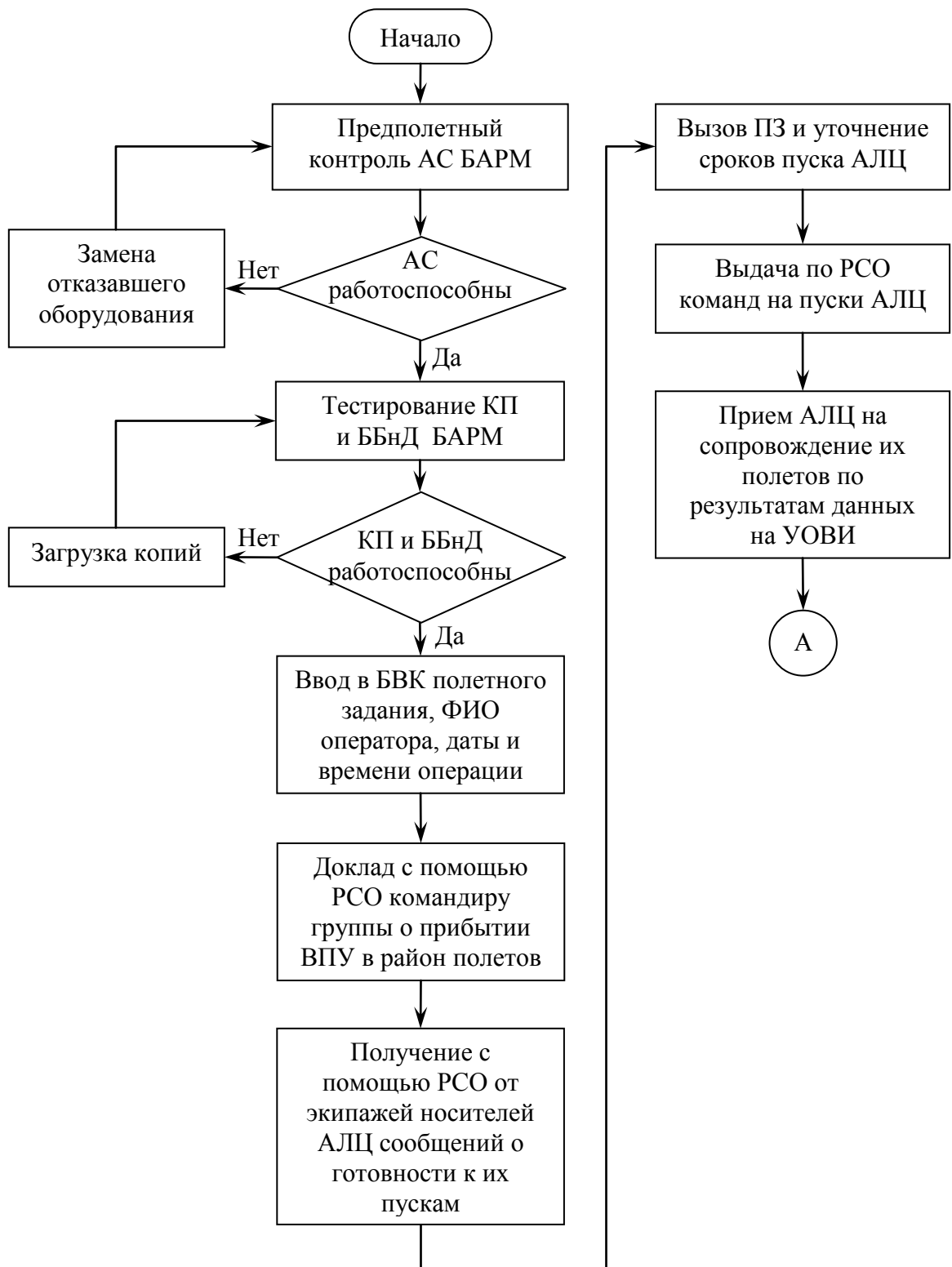


Рис. 3.6 (начало)

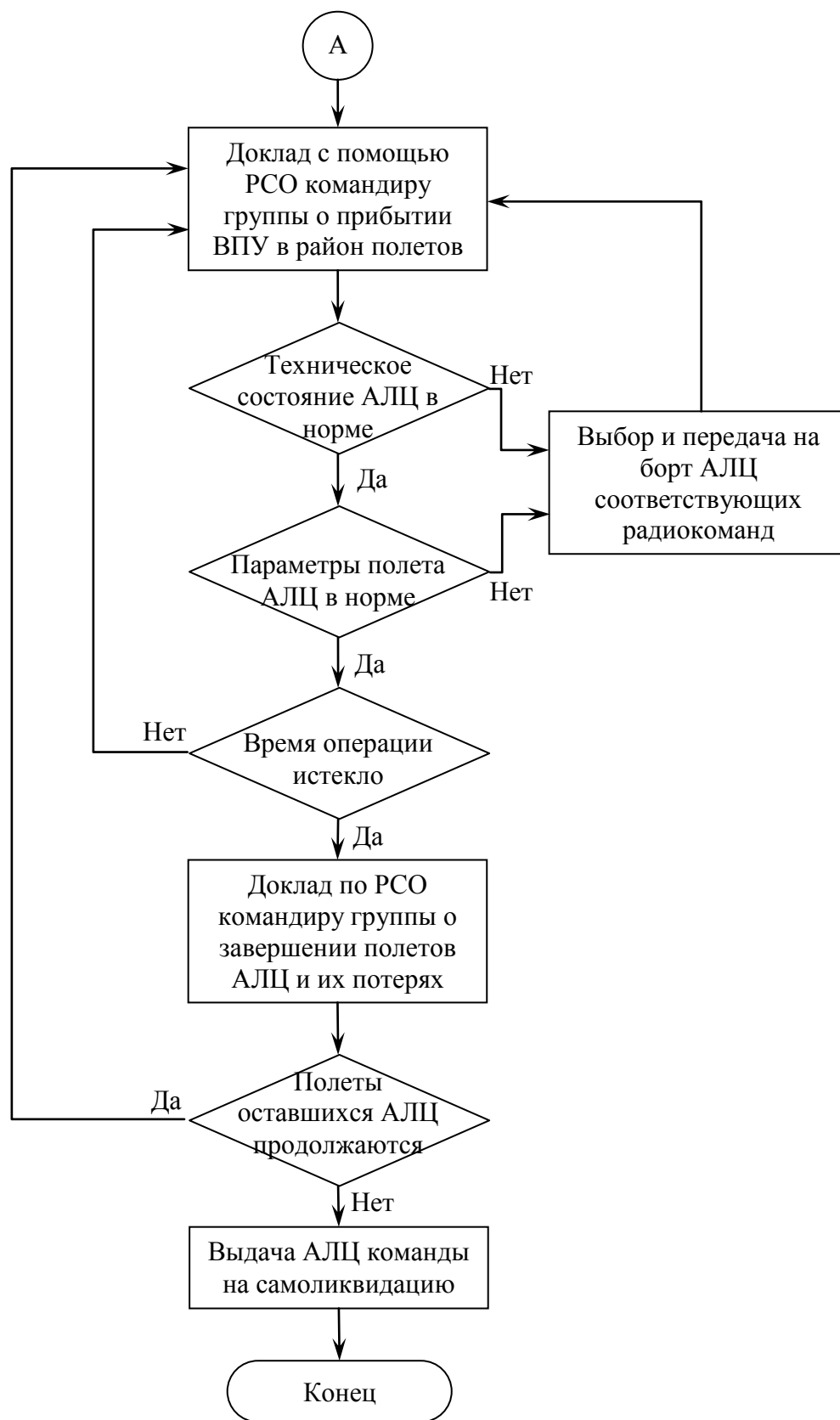


Рис. 3.6 (окончание)

3.2 Формирование программного управления АЛЦ с использованием полетных данных самолета-имитатора

В работах [50-54] были предложены методы формирования программных управлений БЛА для обеспечения их полетов в горизонтальной и вертикальной плоскостях по траекториям, задаваемым аналитическими управлениями кривых:

$$z = f(x), \quad y = \varphi(x). \quad (3.1)$$

В работе [63] для описания пространственных траекторий полета ЛА предлагается использовать их представления в виде:

$$\begin{aligned} \Phi_1(x,y,z) &= 0; \\ \Phi_2(x,y,z) &= 0. \end{aligned} \quad (3.2)$$

На наш взгляд, такое представление, как и методы программирования управлений, предложенные в этой работе, носят чисто теоретический характер. В частности, не представляется возможным выбор вида функций Φ_1 и Φ_2 , описывающих такие реальные маневры СВН, которые должны воспроизводить АЛЦ, как боевой разворот, горка, заход на цель и др.

Для приближения траекторий полета АЛЦ и боевых БЛА к траекториям полета реальных СВН предлагается при формировании их управления использовать полетные данные самолетов-имитаторов.

Другой причиной применения такого подхода является трудоемкость подбора зависимостей вида (3.1) и (3.2), достаточно адекватно описывающих реальные противоракетные, противоистребительные и противозенитные маневры [64], траектории атаки воздушных и наземных целей и т.п.

Будем считать, что имеются полетные записи пилотажных параметров при выполнении определенных маневров выбранным самолетом-имитатором.

Список пилотажных параметров, фиксируемых ЗБН типа «Карат» при полетах учебно-боевого самолета Як-130 приведен в табл. 3.1.

Таблица 3.1. Перечень параметрической информации, регистрируемой в кадре БУР на накопитель ЗБН-29К-01

№ поз.	Наименование параметра / сигнала	Условное обозначение	Единица измерения.	Диапазон измерения	Частота регистрации в кадре /в сек	Адрес канала/разряда в кадре ЗБН	Значащие разряды	Дополнительный код	Цена младшего разряда (Мин/Макс)	Источник информации	Вид сигнала
											Адрес ввода
<i>1.1. Аналоговые параметры, характеризующие движение самолета</i>											
1.1.1	Высота геометрическая	H _г	м	0...1500	1/4	2	12-1	-	1	РВМ-95 БЦВМ	Мк2 мкио1
1.1.2	Число Маха	Мах	ед.Мах	0,2...1,2	1/4	116	12-3	12 (1)	2,734375E-03	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.3	Относительная Барометрическая высота	H ^{отн} _{бар}	м	0...15000	1/4	9	12-3	12 (1)	29,29688	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.4	Скорость приборная	V _{приб}	км/ч	100...1200	1/4	66	12-3	12 (1)	2,929688	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.5	Линейное ускорение по оси X	n _x	g	±5	2/8	30, 158	12-3	12 (1)	0,015625	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.6	Линейное ускорение по оси Y	n _y	g	±10	4/16	11, 75, 139, 203	12-3	12 (1)	0,03125	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.7	Линейное ускорение по оси Z	n _z	g	±3	2/8	94, 222	12-3	12 (1)	0,0078125	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.8	Угол крена (рез)	КРЕН	Угл. град	±180	2/8	31,159	12-3	12 (1)	0,3515625	БИНС БЦВМ (При отказе БИНС с КСУ)	Мк2 мкио1
1.1.9	Угол тангажа (рез)	ТНГЖ	Угл. град	±180	2/8	3. 131	12-3	12 (1)	0,3515625		Мк2 мкио1
1.1.10	Угол курса (рез)	КУРС	Угл. град	0...360	1/4	201	12-3	12	0,3515625 без знака		Мк2 мкио1
1.1.11	Угол атаки истинный вычисленный	АТ(α)	Угл. град	-90+90	2/8	36, 164	12-3	12 (1)	0,234375	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.12	Угловая скорость по крену	ω _x	град/с	±240	4/16	6, 70, 134, 198	12-3	12 (1)	0,585938	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.13	Угловая скорость по тангажу	ω _z	град/с	±60	2/8	12, 140	12-3	12 (1)	0,175781	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.14	Угловая скорость рыскания	ω _y	град/с	±60	2/8	14, 142	12-3	12 (1)	0,175781	КСУ-130	Мк2 мкио1

1.1.15*	Отклонение от равносигнальной зоны по курсу (VIM)	Ек_vim	РГМ	±0,4	1/4	154	12-3	Маска знака 2684354 56	0,0008	К-130 *-на самолетах с VIM	Мк2 мкио1
1.1.16*	Отклонение от равносигнальной зоны по глиссаде (VIM)	Ег_vim	РГМ	±0,8	1/4	26	12-3	Маска знака 2684354 56	0,0016		Мк2 мкио1
1.1.17	Угол скольжения истинный вычисленный	ВЕТТА ист. выч	град	±30	2/8	90, 218	12-3	12 (1)	0,078125	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.18	Температура наружного воздуха	Тнв	°С	±60	1/4	58	12-3	12 (1)	0,390625	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.19	Скорость вертикальная	V _y	м/с	±330	1/4	130	12-3	12 (1)	0,703125	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.20	Угол атаки максимально допустимый	АТдоп	град	0...45	1/4	145	12-3	12 (1)	0,1171875	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.21	Максимально допустимая вертикальная перегрузка	n ^{доп} _y	g	-3...+8	2/8	76, 204	12-3	12 (1)	1,953125E-02	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.22	Максимально допустимая приборная скорость	V ^{max} _{крит}	км/ч	200...1200	2/8	60, 188	12-3	12 (1)	3,125	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.23	Максимальное число Маха	M ^{max} _{крит}	ед	0,2...2	2/8	78, 206	12-3	12 (1)	0,0046875	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.24	Минимальная допустимая приборная скорость	V ^{min} _{доп}	км/ч	200...1200	2/8	124, 252	12-3	12 (1)	3,125	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.25	Директорная стрелка по тангажу	δ ^т _{стр}		±1,2 ед n _y	2/8	67, 195	12-3	12 (1)	0,004688	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.26	Директорная стрелка по крену	δ ^{кр} _{стр}		±45° крен	2/8	95, 223	12-3	12 (1)	0,1171875	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.27	Географическая широта (ст. слова)	φ(ст)	град.	±180	1/4	72	12-1	12 (1)	8,789063E-02	БИНС-СП БЦВМ	Мк2 мкио1
1.1.28	Географическая широта (мл. слова)	φ(мл)	град.	±180	1/4	73	12-4	-	0,00017	БИНС-СП БЦВМ	Мк2 мкио1
1.1.29	Географическая долгота (ст. слова)	λ(ст)	град.	±180	1/4	136	12-1	12 (1)	8,789063E-02	БИНС-СП БЦВМ	Мк2 мкио1
1.1.30	Географическая долгота (мл. слова)	λ(мл)	град.	±180	1/4	137	12-4	-	0,00017	БИНС-СП БЦВМ	Мк2 мкио1

1.1.31	Угол путевой	ПУ	град.	±180	1/4	8	12-3	12 (1)	0,3515625	БИНС-СП БЦВМ	Мк2 мкио1
1.1.32	Скорость путевая	Уп	км/ч	0 - 1200	1/4	200	12-3	-	1,95	БИНС-СП БЦВМ	Мк2 мкио1
1.1.33	Высота барометрическая абсолютная	Нб_абс	м	-500... +15000	2/8	79, 207	12-3	12(1)	29,29688	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.34	Сигнал положения местного угла атаки левого датчика	АТ1_м	град	-65... +115	2/8	42, 170	12-3	12(1)	0,234375	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.35	Сигнал положения местного угла атаки правого датчика	АТ2_м	град	-65... +115	2/8	106, 234	12-3	12(1)	0,234375	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.36	Сигнал положения местного угла скольжения	БЕТТА_м	град	-30...+30	2/8	61, 189	12-3	12(1)	0,078125	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.37	Минимальный угол атаки допустимый	АТдоп _мин	град	-45...0	1/4	48	12-3	12(1)	0,1171875	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.38	Вес самолета	Гсам. пол.	кг	5000... 10500	1/4	85	12-3	-	15,625	БЦВМ	Мк2 мкио1
1.1.39	Минимальная допустимая вертикальная перегрузка	Ну_мин	g	-3...+8	1/4	40	12-3	12(1)	0,0195312	КСУ-130	Мк2 мкио1
1.1.42	Курсовой угол радиостанции	КУР	град	±180	1/4	208	12-3	12(1)	0,3515625	АРК-40	Мк2 мкио1

Пусть с использованием методов, описанных в работе [65], проведена сплайн-обработка полетных данных с этого накопителя и построены зависимости вида:

$$\begin{aligned}
 y^*(t) &= H_{\text{пр.}}(t), & V^*(t) &= V_{\text{пр.}}(t), \\
 n_x^*(t) &= n_x(t), & n_y^*(t) &= n_y(t), \\
 n_z^*(t) &= n_z(t), & \gamma^*(t) &= \gamma(t), \\
 \Theta^*(t) &= \vartheta(t) + \alpha(t), & t &\in [t_1, t_k].
 \end{aligned}
 \tag{3.3}$$

Здесь $H_{\text{пр.}}, V_{\text{пр.}}, n_x, n_y, n_z, \gamma, \vartheta, \alpha$ - параметры полета самолета-имитатора, снятые с бортового накопителя (приборные высота и скорость, продольная, нормальная и боковая перегрузки, углы крена, тангажа и атаки); $y^*, V^*, n_x^*, n_y^*, n_z^*, \gamma^*, \Theta^*$ - требуемые к воспроизведению АЛЦ параметры полета.

В общем виде динамические уравнения движения БЛА в перегрузках записываются как [104]:

$$\begin{aligned}
 \dot{V} &= g(n_x - \sin \Theta), \\
 \dot{\Theta} &= \frac{g}{V} (n_y \cos \gamma - n_z \sin \gamma - \cos \Theta), \\
 \dot{\Psi} &= -\frac{g}{V \cos \Theta} (n_y \sin \gamma + n_z \cos \gamma)
 \end{aligned}
 \tag{3.4}$$

где Θ - угол наклона траектории в вертикальной плоскости, Ψ - угол поворота траектории в горизонтальной плоскости.

Производные $\dot{V}^*(t)$, $\dot{\Theta}^*(t)$ и $\dot{\Psi}^*(t)$ определим из системы (3.4) как

$$\begin{aligned}
 \dot{V}^*(t) &= g(n_x^* - \sin \Theta^*(t)), \\
 \dot{\Theta}^*(t) &= \frac{g}{V^*(t)} (n_y^*(t) \cos \gamma^*(t) - n_z^*(t) \sin \gamma^*(t) - \cos \Theta^*(t)), \\
 \dot{\Psi}^*(t) &= -\frac{g}{V^*(t) \cos \Theta^*(t)} (n_y^*(t) \sin \gamma^*(t) + n_z^*(t) \cos \gamma^*(t)).
 \end{aligned}
 \tag{3.5}$$

Для нахождения управлений АЛЦ вида $\alpha(t), P(t), \gamma(t)$, используемых для воспроизведения АЛЦ соответствующих маневров самолета-имитатора, воспользуемся упрощенной системой уравнений движения центра масс ЛА вида [104]:

$$\begin{aligned}
m \frac{dV}{dt} &= P - X - mg \sin \theta; \\
mV \frac{d\theta}{dt} &= [P(\alpha + \varphi_{\hat{a}\hat{a}}) + Y] \cos \gamma - mg \cos \theta; \\
mV \cos \theta \frac{d\Psi}{dt} &= [P(\alpha + \varphi_{\hat{a}\hat{a}}) + Y] \sin \gamma.
\end{aligned}
\tag{3.6}$$

В уравнения этой системы входят сила лобового сопротивления X и подъёмная сила Y , которые представляются как [104]:

$$X = c_x \frac{\rho V^2}{2} S, \quad Y = c_y \frac{\rho V^2}{2} S. \tag{3.7}$$

В этих выражениях: $c_x = c_x(\alpha, V)$, $c_y = c_y(\alpha, V)$ – коэффициенты лобового сопротивления и подъёмной силы АЛЦ; $\rho = \rho(y)$ – плотность воздуха на высоте y ; S – площадь крыла АЛЦ.

При предположении о малости угла атаки α коэффициенты, входящие в формулы (3.7), приближённо можно представить выражениями вида [98]:

$$c_x = c_{x0} + AC_y^2; \quad c_y = c_{y0} + c_y^\alpha \alpha, \tag{3.8}$$

где c_{x0} , c_{y0} – значения соответствующих коэффициентов при $\alpha = 0$; A – коэффициент, зависящий от геометрических параметров АЛЦ; c_y^α – производная функции $c_y(\alpha, V)$ по углу атаки α .

Зависимость $\rho(y)$ берётся из таблицы стандартной атмосферы [104], фрагмент которой представлен в табл. 3.2.

Таблица 3.2

$y, \text{ м}$	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000	4500	5000
$\rho(y), \text{ кг/м}^3$	1,2250	1,1672	1,1117	1,0582	1,0066	0,9571	0,9094	0,8635	0,8194	0,7771	0,7365
$y, \text{ м}$		5500	6000	6500	7000	7500	8000	8500	9000	9500	10000
$\rho(y), \text{ кг/м}^3$		0,6976	0,6602	0,6244	0,5901	0,5573	0,5259	0,4986	0,4671	0,4398	0,4136

Путем несложных преобразований, приводим систему (3.6) к виду:

$$\begin{aligned}
P(t) - X(V^*(t), y^*(t), \alpha(t)) - mg \sin \Theta^*(t) - m\dot{V}^*(t) &= 0 \\
[P(t)(\alpha(t) + \varphi_{дв}) + Y(V^*(t), y^*(t), \alpha(t))] \cos \gamma(t) - \\
-mg \cos \Theta^*(t) - mV^*(t)\dot{\Theta}^*(t) &= 0 \\
[P(t)(\alpha(t) + \varphi_{дв}) + Y(V^*(t), y^*(t), \alpha(t))] \sin \gamma(t) - \\
-mV^*(t) \cos \Theta^*(t) \dot{\Psi}^*(t) &= 0
\end{aligned} \tag{3.9}$$

Полученные зависимости вида $y^*(t)$, $V^*(t)$ и функции вида $\dot{V}^*(t)$, $\dot{\Theta}^*(t)$ и $\dot{\Psi}^*(t)$, вычисленные по формулам (3.5), подставляются в систему уравнений (3.9), решая которую специальным численным методом [54] определяются значения управлений $P(t)$, $\alpha(t)$, $\gamma(t)$ АЛЦ.

Решения данной системы уравнений совместно с рассчитанными для АЛЦ перегрузками должны удовлетворять условиям:

$$\begin{aligned}
P_{\min} \leq P(t) \leq P_{\max}, \quad \alpha_{\min} \leq \alpha(t) \leq \alpha_{\max}, \quad \gamma_{\min} \leq \gamma(t) \leq \gamma_{\max}, \\
|n_x^*(t)| \leq |n_x^{\max}|, \quad |n_y^*(t)| \leq |n_y^{\max}|, \quad |n_z^*(t)| \leq |n_z^{\max}|,
\end{aligned} \tag{3.10}$$

где \min , \max соответствуют предельным значениям соответствующих управления и эксплуатационных перегрузок АЛЦ.

Из табл. 3.1 следует, что все пилотажные параметры измеряются в дискретные моменты времени с соответствующими частотами.

Пусть $t_1, t_2, \dots, t_i, \dots, t_k$ – дискретные моменты времени, в которые требуется определить управление АЛЦ. Будем считать, что

$$\begin{aligned}
V_i^* = V^*(t_i), \quad \dot{V}_i^* = \dot{V}^*(t_i), \quad y_i^* = y^*(t_i), \quad \Theta_i^* = \Theta^*(t_i), \quad \dot{\Theta}_i^* = \dot{\Theta}^*(t_i), \\
\dot{\Psi}_i^* = \dot{\Psi}^*(t_i), \quad \alpha_i = \alpha(t_i), \quad P_i = P(t_i), \quad \gamma_i = \gamma(t_i), \quad n_{x_i}^* = n_x^*(t_i), \\
n_{y_i}^* = n_y^*(t_i), \quad n_{z_i}^* = n_z^*(t_i), \quad (i = \overline{1, k}).
\end{aligned}$$

Тогда параметрическая система уравнений (3.9) может быть записана как совокупность k систем уравнений вида:

$$\begin{aligned}
P_i - X(V_i^*, y_i^*, \alpha_i) - mg \sin \Theta_i^* - m\dot{V}_i^* &= 0 \\
[P_i (\alpha_i + \varphi_{дв}) + Y(V_i^*, y_i^*, \alpha_i)] \cos \gamma_i - \\
-mg \cos \Theta_i^* - mV_i^* \dot{\Theta}_i^* &= 0 \\
[P_i (\alpha_i + \varphi_{дв}) + Y(V_i^*, y_i^*, \alpha_i)] \sin \gamma_i - \\
-mV_i^* \cos \Theta_i^* \dot{\Psi}_i^* &= 0
\end{aligned} \tag{3.11}$$

Решение этих систем уравнений осуществляется с помощью известных численных методов [127].

На основе системы (3.6) и кинематических уравнений движения [104]

$$\begin{aligned}
\frac{dx}{dt} &= V \cos \theta \cos \Psi; \\
\frac{dy}{dt} &= V \sin \theta; \\
\frac{dz}{dt} &= V \cos \theta \sin \Psi.
\end{aligned} \tag{3.12}$$

строится траектория полета АЛЦ на основе полученных значений управления $P(t), \alpha(t), \gamma(t)$. Начальными условиями для решения данной системы $V(t_0), \Theta(t_0), \Psi(t_0)$ выбираются значения данных параметров АЛЦ в начале выполнения маневра.

Полученные в результате решения (3.12) траекторные зависимости $x(t), y(t), z(t)$ записываются в бортовой банк данных БАРМ оператора ВПУ АЛЦ (см. рис. 3.2). Результаты сравнения значений расчетных зависимостей с телеметрическими данными АЛЦ предоставляются оператору ВПУ для обеспечения сопровождения полета АЛЦ и при необходимости корректировки траекторий их полета, рассмотренными в разделе 2.3.

Следующим этапом формирования управлений АЛЦ является разработка на основе полученных зависимостей $P(t), \alpha(t), \gamma(t)$ и других характеристик АЛЦ законов управления $\delta_B = \delta_B(t), \delta_\Delta = \delta_\Delta(t), \delta_H = \delta_H(t)$ и $U_{дв} = U_{дв}(t)$.

3.3 Пример формирования управлений АЛЦ на основе полетных данных самолета-имитатора Су-30МК2

Будем рассматривать в качестве самолета-имитатора многоцелевой истребитель Су-30МК2, характеристики которого приведены в табл. 3.3 [69].

Таблица 3.3

Тяга, кгс	2 x 12500
Длина самолета, м	21,9
Размах крыла, м	14,7
Высота самолета, м	6,4
Взлетная масса, кг:	
- максимальная	34500
- предельная	38000
Максимальная скорость полета, км/ч:	
- на высоте	2100
- у земли	1400
Максимальное число М	2
Практический потолок, м	17300
Максимальная эксплуатационная перегрузка	9

Осциллограмма записей параметров полета на интервале времени с 7 мин 00 сек по 11 мин 00 сек и с 44 мин 35 сек по 45 мин 15 сек представлены на рис. 3.7-3.8 соответственно.

Требуемые к воспроизведению АЛЦ характеристики самолета-имитатора в момент времени $t_1 = 8$ мин 25.957 сек в соответствие (3.3) имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 y_i^* &= 400 \text{ м}, & V_i^* &= 300 \text{ км/ч} = 83.3 \text{ м/с}, \\
 n_{x_i}^* &= 0.725, & n_{y_i}^* &= 1.33, & n_{z_i}^* &= 0.005, \\
 \gamma_i^* &= -0.3^\circ, & \Theta_i^* &= 15.5^\circ + 10.7^\circ = 26.2^\circ.
 \end{aligned}
 \tag{3.13}$$

Используя формулы (3.5) и значения из табл. 3.2, были получены следующие дополнительные исходные данные:

$$\begin{aligned}
 \dot{V}_i^* &= 2.778 \text{ м/с}^2, & \dot{\Theta}_i^* &= 2.918 \text{ град/с}, \\
 \dot{\Psi}_i^* &= 0.052 \text{ град/с}, & \rho_i &= 1.1672 \text{ кг/м}^3
 \end{aligned}
 \tag{3.14}$$

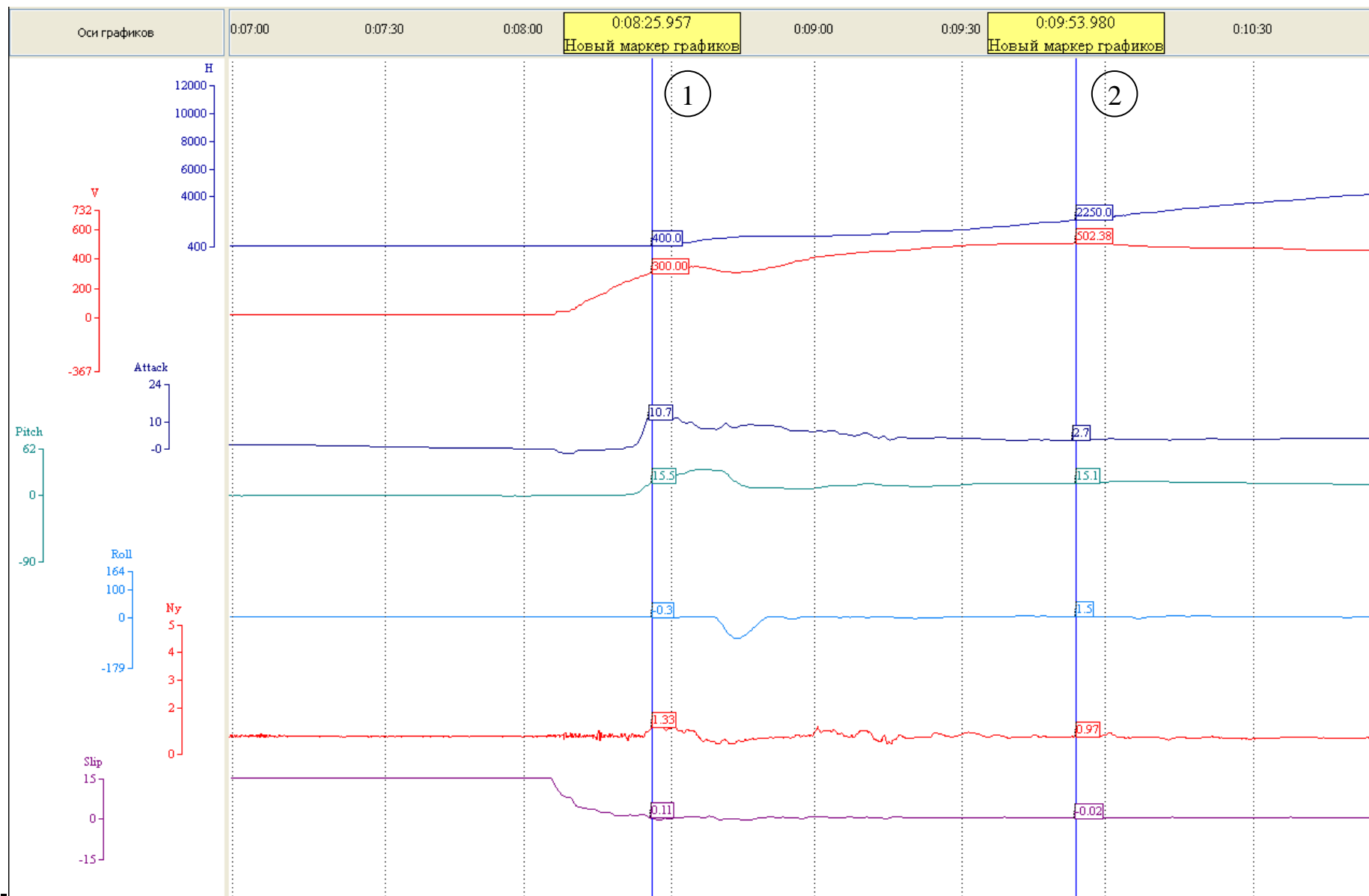


Рис. 3.7

[Су-30МК2,18 - Полет №1602 от 28.03.2004, 0:00 - Экипаж: ??? ???] 1602_T1.FPF

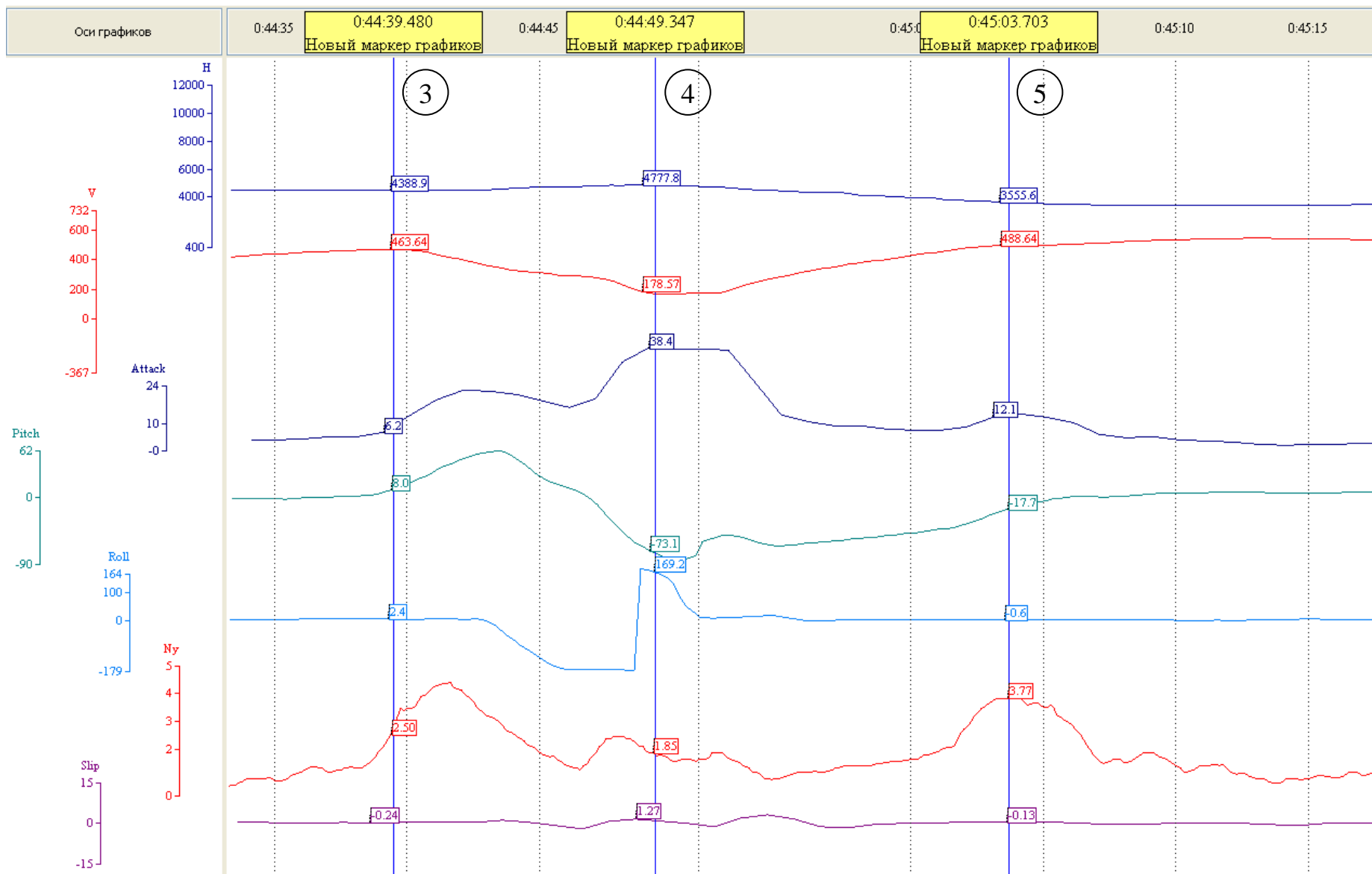


Рис. 3.8

Для решения системы уравнений (3.11) вычислим аэродинамические характеристики предполагаемой АЛЦ типа «Дань»М [39]. Массовые и геометрические характеристики АЛЦ представлены в табл. 3.4.

Таблица 3.4

Масса АЛЦ	$m = 350$ кг
Площадь крыла АЛЦ	$S = 1,4$ м ²
Угол стреловидности крыла	$\chi = 0$ град.
Размах крыла АЛЦ	$l = 2,64$ м
Средняя аэродинамическая хорда крыла	$СAX = 0,546$ м
Угол установки двигателя АЛЦ	$\varphi_{дв} = -3,5$ град.
Диапазон тяг маршевого двигателя	$P_{min} = 58,86$ Н, $P_{max} = 1206,63$ Н
Диапазон допустимых углов атаки	$\alpha_{min} = -6$ град., $\alpha_{max} = +14$ град.
Максимальный угол крена	$\gamma_{min, max} = \pm 65$ град.,
Максимальная эксплуатационная перегрузка	$n_y^{max} = -3 \dots + 9$

Аэродинамические характеристики АЛЦ определим с использованием работ [39, 98].

В работе [39] коэффициент подъемной силы АЛЦ представлен выражением вида:

$$C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0) \quad (3.15)$$

где $\alpha_0 = -0,007$ рад.

Из этой формулы следует, что

$$C_y = 0,007C_y^\alpha + C_y^\alpha \alpha$$

и значение C_{y0} определяется как

$$C_{y0} = 0,007C_y^\alpha \quad (3.16)$$

В этой работе приведена экспериментальная зависимость производной C_y^α от числа Маха (М), представленная в табл. 3.5.

Таблица 3.5.

М	0,13	0,35	0,5	0,6	0,7	0,74	0,78	0,82
C_y^α , рад ⁻¹	4,5	4,75	4,92	5,02	5,23	5,43	5,43	5,18

Аппроксимируем эти данные при $M \in [0,13; 0,82]$ средствами пакета MathCAD линейной, квадратичной и кубической зависимостями:

$$C_y^\alpha(M) = 4,312 + 1,291 M;$$

$$C_y^\alpha(M) = 4,322 + 1,233 M + 0,06 M^2;$$

$$C_y^\alpha(M) = 4,657 - 2,064 M + 8,102 M^2 - 5,61 M^3.$$

В дальнейшем будем использовать как наиболее простую зависимость первого вида.

В этом случае выражения (3.15) и (3.16) конкретизируются как

$$C_{y0}(M) = 0,007(4,312 + 1,291 M) = 0,03018 + 0,009 M; \quad (3.17)$$

$$C_y(M) = (4,312 + 1,291 M)(\alpha + 0,007). \quad (3.18)$$

В работе [98] предлагается определять коэффициент лобового сопротивления ЛА по формуле:

$$C_x = C_{x0} + A C_y^2 \quad (3.19)$$

где C_{x0} – значение этого коэффициента при нулевой подъемной силе; A – коэффициент, зависящий от геометрических характеристик крыла ЛА.

Экспериментальные значения зависимости $C_{x0}(M)$, полученные из графиков поляры АЛЦ [39] при $C_y = 0$ и $M \in [0,35; 0,82]$ представлены в табл. 3.6.

Таблица 3.6.

M	0,35	0,6	0,74	0,82
C_{x0}	0,028	0,028	0,032	0,042

Линейная, квадратичная и кубическая аппроксимация этих данных имеют вид:

$$C_{x0}(M) = 0,017 + 0,025 M;$$

$$C_{x0}(M) = 0,061 - 0,146 M + 0,148 M^2; \quad (3.20)$$

$$C_{x0}(M) = -0,077 + 0,64 M - 1,239 M^2 + 0,777 M^3.$$

Следуя работе [98], коэффициент A будем вычислять по формуле:

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{\text{эф}}},$$

где эффективное удлинение крыла АЛЦ определяется как

$$\lambda_{y\delta} = \frac{1}{1 + (\pi \lambda / 100 \cos^2 \chi)}.$$

Геометрическое удлинение крыла АЛЦ, входящее в это выражение равно:

$$\lambda = \frac{l}{\tilde{N}\tilde{\Delta}\tilde{O}} = \frac{2,64}{0,546} = 4,8352.$$

Тогда соответственно получаем, что

$$\lambda_{эф} = 4,19795 \text{ и } A = 0,0759.$$

С учетом (3.20), (3.18) и значения A выражение (3.19) запишется в виде:

$$C_x(M) = (0,017 + 0,025 M) + (1,188 + 0,356 M)^2 (\alpha + 0,007)^2 \quad (3.21)$$

Представим зависимости $C_y(M)$ и $C_x(M)$ как функции скорости полета V .

Известно, что $M = V/a$, где a – скорость звука, которая при $T = 15^\circ\text{C}$ на уровне моря равна 340 м/с [42].

Тогда выражения (3.18) и (3.21), которые используются для решения системы (3.11), примут вид:

$$\begin{aligned} C_y(V) &= C_{y0}(V) + C_y^\alpha(V) \alpha = \\ &= (0,030184 + 0,0002647 V) + (4,312 + 0,003794 V) \alpha; \quad (3.22) \\ C_x(V) &= (0,017 + 0,00007353 V) + (1,188 + 0,001047 V)^2 (\alpha + 0,007)^2 \end{aligned}$$

Подставляя в систему уравнений (3.11) формулы (3.7), (3.22) и решая ее в среде MathCAD с исходными данными (3.13), (3.14), а также значениями из табл. 3.2, 3.4, получаем управления АЛЦ в точке t_1 , представленные в табл. 3.7. Вычисленные аналогичным образом значения управлений АЛЦ в моменты времени $t_i, i = \overline{2,5}$ (см. рис. 3.7-3.8) также представлены в табл. 3.7.

Как видно из таблицы значения углов атаки и крена в большинстве случаев не превышают заданных эксплуатационных ограничений (см. табл. 3.4). Значение потребной тяги во всех точках превышает располагаемую тягу АЛЦ типа «Дань»М вследствие недостаточной тяговооруженности последней ($TW_{Cy-30MK2} = 0.72, TW_{\text{Дань}^{\text{M}}} = 0.34$).

Точка №4 является выпадающей точкой, в которой ни одно из значений управлений не удовлетворяет заданным ограничениям. Это объясняется тем,

что в данный момент времени самолет-имитатор Су-30МК2, оснащенный двигателями с отклоняемым вектором тяги (ОВТ), выполняет маневр на критических режимах полета со скоростью ниже скорости сваливания. АЛЦ типа «Дань»М не способна выполнить полет на данном режиме.

Таблица 3.7

i	1	2	3	4	5
t_i, c	8 мин 25.957 c	9 мин 53.980 c	44 мин 39.480 c	44 мин 49.347 c	45 мин 3.703 c
Полетные данные самолета-имитатора					
y_i^*, m	400	2250	4388.9	4777.8	3555.6
$V_i^*, m/c$	83.3	139.55	128.78	49.603	135.73
$\Theta_i^*, \text{град}$	26.2	17.8	14.2	-34.7	-5.6
$\gamma_i^*, \text{град}$	-0.3	1.5	2.4	169.2	-0.6
n_{xi}^*	0.725	0.306	0.459	-2.304	0.382
n_{yi}^*	1.33	0.97	2.5	1.85	3.77
n_{zi}^*	0.005	-0.001	-0.002	0.031	-0.001
Дополнительные исходные данные					
$\dot{V}_i^*, m/c^2$	2.778	0	2.091	-17.01	4.703
$\dot{\Theta}_i^*, \text{град}/c$	2.918	0.071	6.68	-29.9	11.486
$\dot{\Psi}_i^*, \text{град}/c$	0.052	-0.107	-0.471	-4.776	0.064
$\rho_i, \text{кг}/m^3$	1.1672	0.9571	0.7771	0.7365	0.8635
Управления АЛЦ					
P_i, H	3798	2015	6921	-608	11230
$\alpha_i, \text{град}$	8.6	2.3	9.6	70.3	11.37
$\gamma_i, \text{град}$	-0.3	1.5	2.4	169.2	-0.6

По полученным результатам можно предложить следующие практические рекомендации:

- имитацию траекторий полета самолета-имитатора необходимо осуществлять с помощью АЛЦ, не уступающей ему по тяговооруженности;
- имитация критических режимов полета самолета-имитатора возможна только с помощью АЛЦ, обладающей аэродинамическими характеристиками позволяющими выполнять полет при больших значениях углов атаки и крена.

Выводы по главе

В данной главе были получены следующие результаты:

1. Предложена и подробно рассмотрена структура и функции аппаратно-программных средств бортового АРМ оператора ВПУ, описанного в разделе 1.2.
2. Определены основные требования к созданию и применению ВПУ и разработана упрощенная циклограмма и алгоритм управления АЛЦ с использованием бортового АРМ ВПУ.
3. Разработана математическая модель определения потребных значений управлений АЛЦ в виде тяги, углов атаки и крена для воспроизведения основных боевых маневров имитируемых СВН. При этом в качестве исходных данных выступают пилотажные параметры, снятые с бортового накопителя самолета-имитатора при выполнении им соответствующих маневров. Особенностью данного подхода является применение модели движения БЛА в перегрузках, позволяющей не учитывать в явном виде ЛТХ самолета-имитатора.
4. Приведен пример формирования управлений АЛЦ для воспроизведения траектории полета самолета-имитатора типа Су-30МК2 по данным ЗБН. Результаты расчета показали, что значения углов атаки и крена удовлетворяют эксплуатационным ограничениям АЛЦ типа «Дань»М, значение потребной тяги превышает располагаемую тягу данной АЛЦ вследствие ее недостаточной тяговооруженности.

ГЛАВА 4. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ЛОЖНЫХ ЦЕЛЕЙ

В процессе детализации задачи 1.6 дерева целей и задач, представленного на рис. 1.13, были выделены три направления создания АЛЦ:

- проведение НИОКР по созданию новых образцов АЛЦ;
- создание АЛЦ на базе существующих БЛА;
- переоборудование пилотируемых СВН в АЛЦ-аналоги.

В данной главе приводятся математические модели и методы решения основных задач создания АЛЦ по каждому из этих направлений.

В последнем разделе главы приводится задача формирования оптимального типажа семейства АЛЦ на основе сравнения конкурсных заявок на проведение НИОКР по созданию АЛЦ в соответствие с задачей 2.8 разработанного дерева целей и задач, а также для обеспечения решения задач при планировании операции вскрытия системы ПВО, представленных на рис. 1.12.

4.1 Аналитическое проектирование авиационного комплекса «Самолет-носитель – АЛЦ воздушного старта»

В данном разделе рассматривается задача выбора оптимальных проектных параметров АК «Самолет-носитель – АЛЦ».

Актуальность решения этой задачи обуславливается тем, что проведенный анализ созданных в течение 1958 – 2012 гг. различных АЛЦ воздушного базирования (см. табл. П1.2) показал применение более 15 типов самолетов-носителей [3], каждый из которых не обладал наилучшими показателями по возможности размещения на них максимального количества АЛЦ и экономической эффективности использования их в качестве самолета-носителя АЛЦ.

В отличие от предыдущих работ [6, 8, 54, 129, 116] предлагается использовать комплексный подход к определению обликовых характеристик АЛЦ в зависимости от характеристик выбираемого самолета-носителя [83; 84].

На наш взгляд такой подход позволит сформировать эффективный авиационный комплекс «Самолет-носитель – АЛЦ».

Будем считать, что выбор самолета-носителя производится из заданных N типов самолетов фронтовой авиации (ФА), применяемых в тактических ситуациях, описанных в разделе 1.3. Каждый j -й самолет из этой совокупности будем описывать величиной n_j , определяющей число узлов подвески АСП, и общей массой полезной нагрузки $m_j, j = \overline{1, N}$.

Для каждого j -го типа самолета-носителя задан некоторый набор K_j допустимых к установке типов подвесных АСП. Для каждого i -го типа АСП будем считать заданными такие его габаритные характеристики как диаметр d_i и длину $l_i, i = \overline{1, K_j}, j = \overline{1, N}$.

Максимальные значения габаритных характеристик АСП для каждого типа самолета будем обозначать как

$$D_j = \max_{i=1, K_j} d_{ij}, \quad L_j = \max_{i=1, K_j} l_{ij}, \quad j = \overline{1, N}. \quad (4.1)$$

Введем в качестве искоемых переменных задачи следующие параметры АЛЦ: $m_{АЛЦ}$ – взлетную массу АЛЦ; $d_{АЛЦ}$ – диаметр фюзеляжа; $l_{АЛЦ}$ – длину АЛЦ.

Кроме этого, для выбора самолета-носителя введем в рассмотрение булевы переменные

$$x_j \in \{0; 1\}, \quad j = \overline{1, N}. \quad (4.2)$$

Смысл этих переменных состоит в том, что если в результате решения задачи соответствующая переменная $x_j = 1$, то в качестве самолета-носителя АЛЦ из рассматриваемого множества выбирается j -й тип самолета, $j = \overline{1, N}$.

С учетом выражения (4.2) условие того, что для каждого образца АЛЦ может быть выбран только один тип самолета-носителя, записывается как

$$\sum_{j=1}^N x_j = 1. \quad (4.3)$$

Условие возможности размещения на выбираемом j -м самолете n_j АЛЦ вместо его полезной нагрузки с учетом равенства (4.3) описывается соотношением вида

$$m_{АЛЦ} \sum_{j=1}^N n_j x_j \leq \sum_{j=1}^N m_j x_j. \quad (4.4)$$

Наложим также условие минимального влияния АЛЦ, размещенных на подвеске, на ЛТХ и эксплуатационные характеристики самолета-носителя. Для этого габаритные характеристики АЛЦ не должны превышать значения аналогичных параметров штатных АСП для каждого типа самолета-носителя.

Эти условия, записанные в форме неравенств, имеют вид

$$d_{АЛЦ} \leq \sum_{j=1}^N D_j x_j; \quad l_{АЛЦ} \leq \sum_{j=1}^N L_j x_j, \quad (4.5)$$

где параметры D_j и L_j определяются из выражений (4.1).

Систему ограничений рассматриваемой задачи, сформированную на основе условий (4.4), (4.5), (4.3), (4.2), представим в следующем виде:

$$\sum_{j=1}^N (m_j - n_j m_{АЛЦ}) x_j \geq 0; \quad (4.6)$$

$$\sum_{j=1}^N D_j x_j - d_{АЛЦ} \geq 0; \quad (4.7)$$

$$\sum_{j=1}^N L_j x_j - l_{АЛЦ} \geq 0; \quad (4.8)$$

$$\sum_{j=1}^N x_j = 1, \quad x_j \in \{0;1\}, \quad j = \overline{1, N}. \quad (4.9)$$

На искомые параметры АЛЦ наложим также ограничения вида:

$$m_{АЛЦ} > 0, \quad d_{АЛЦ} > 0, \quad l_{АЛЦ} > 0 \quad (4.10)$$

Выбор оптимальных значений этих параметров будем осуществлять исходя из требований обеспечения максимальной продолжительности полета $T_{АЛЦ}$ проектируемой АЛЦ.

Использование в качестве критерия оптимальности данной эксплуатационной характеристики объясняется тем, что большая продолжительность полета позволяет обеспечить достаточно длительное нахождение АЛЦ в зоне их применения для успешного решения поставленной целевой задачи [47]. Также большая продолжительность полета АЛЦ позволяет осуществлять их старт до входа в зону действия ПВО противника (см. рис 1.8-1.11).

Как показал проведенный анализ, в существующей литературе по проектированию БЛА, например, в работах [6; 8, 61, 87, 113], отсутствуют аналитические зависимости продолжительности полета от основных конструктивных параметров (массы, длины, диаметра фюзеляжа, размаха крыла и т.п.).

Поэтому для решения данной задачи предлагается использовать нелинейные регрессионные зависимости, в частности зависимость времени полета $T_{\text{АЛЦ}}$ от массогабаритных характеристик $m_{\text{АЛЦ}}, d_{\text{АЛЦ}}, l_{\text{АЛЦ}}$, которая формируется на основе статистических данных, приведенных в табл. П1.2.

Установлено, что общие нелинейные регрессионные зависимости [115] дают более точные результаты и меньше подвержены влиянию выпадающих точек выборки исходных данных в отличие от полиномов, использованных в работах [54, 85].

Представим критерий оптимальности выбора основных параметров АЛЦ в виде следующей регрессионной зависимости:

$$T_{\text{АЛЦ}} = \alpha_0 + \alpha_1 f_1(m_{\text{АЛЦ}}, d_{\text{АЛЦ}}, l_{\text{АЛЦ}}) + \dots + \alpha_n f_n(m_{\text{АЛЦ}}, d_{\text{АЛЦ}}, l_{\text{АЛЦ}}) \rightarrow \max \quad (4.11)$$

где α_i – эмпирические коэффициенты, $i = \overline{0, r}$. Числовые значения этих коэффициентов определяются методом наименьших квадратов [86], а функции $f_i(m_{\text{АЛЦ}}, d_{\text{АЛЦ}}, l_{\text{АЛЦ}})$ принимают вид одной или нескольких значимых по t -критерию Стьюдента функций $\ln x_g, 1/x_g, \sqrt{x_g}, x_g x_h$ [115], где x_g и x_h , $g, h = \overline{1, 3}, g \neq h$ – параметры $m_{\text{АЛЦ}}, d_{\text{АЛЦ}}, l_{\text{АЛЦ}}$.

Сформулируем дополнительные требования, которым будем следовать при определении значений основных проектных параметров АЛЦ и выборе самолета-носителя.

Требование минимизации эксплуатационных затрат при выборе самолета-носителя описывается целевой функцией вида

$$C = \sum_{j=1}^N c_j x_j \rightarrow \min, \quad (4.12)$$

где c_j – стоимость самолета j -го типа, применяемого в качестве самолета-носителя АЛЦ. Выполнение этого требования позволяет обеспечить рациональный уровень общих затрат на применение АЛЦ.

Требование выбора самолета-носителя, позволяющего установить на нем максимальное число АЛЦ, представим следующей целевой функцией:

$$W = \sum_{j=1}^N n_j x_j \rightarrow \max. \quad (4.13)$$

Реализация на практике данного требования позволяет сократить количество применяемых в каждой боевой операции ВВС самолетов-носителей при массовом использовании АЛЦ.

Сформулированная трехкритериальная задача оптимизации (4.11) – (4.13), (4.6) – (4.10) относится к классу нелинейных многокритериальных задач дискретно-непрерывного (смешанного) программирования [90], для которых даже в однокритериальном варианте отсутствуют численные методы их решения.

Построение паретооптимальных решений [72, 123] данной задачи будем осуществлять с помощью специального метода, основанного на следующих предположениях:

а) число N составляет величину порядка десяти типов самолетов-претендентов;

б) для обеспечения наибольшей продолжительности полета АЛЦ должна иметь максимально возможные с точки зрения ее самолета-носителя значения массы, диаметра и длины фюзеляжа, что объясняется необходимостью

размещения в ее фюзеляже соответствующей силовой установки, больших запасов топлива и др.;

в) паретооптимальные решения задачи выделяются из ее множества достижимости G с использованием численного метода, в котором применяемый ортогональный конус [85] описывается системой неравенств вида:

$$T_{АЛЦ} \geq T_{АЛЦ}^j; \quad C \leq C^j; \quad W \geq W^j, \quad (4.14)$$

где $T_{АЛЦ}^j, C^j, W^j$ – координаты j -го элемента множества достижимости G задачи (4.11) – (4.13), (4.6) – (4.10).

Алгоритм предлагаемого метода решения данной задачи включает в себя следующие этапы:

1. Полагаем $j = 1$.
2. Назначаем булевым переменным задачи следующие значения:

$$x_j = 1; \quad x_r = 0; \quad r = \overline{1, N}, \quad r \neq j.$$

Используя выражения (4.6) – (4.8), определяем значения параметров АЛЦ:

$$m_{АЛЦj} = m_j/n_j, \quad d_{АЛЦj} = D_j, \quad l_{АЛЦj} = L_j. \quad (4.15)$$

3. Формируем координаты j -й точки $T_{АЛЦ}^j, C^j, W^j$ множества G в пространстве критериев задачи с помощью выражений вида:

$$\begin{aligned} T_{АЛЦ}^j &= \alpha_0 + \alpha_1 f_1(m_{АЛЦj}, d_{АЛЦj}, l_{АЛЦj}) + \dots \\ &\dots + \alpha_n f_n(m_{АЛЦj}, d_{АЛЦj}, l_{АЛЦj}); \\ C^j &= c_j; \quad W^j = n_j. \end{aligned} \quad (4.16)$$

4. Полагаем $j = j + 1$ и переходим к п. 2 до выполнения условия:

$$j \leq N.$$

5. Выделяем с использованием выражений (4.14) путем полного перебора точек множества G подмножество оптимальных по Парето решений задачи.

Полученное множество паретооптимальных решений представим в следующей форме:

$$P = \left\{ (m_{АЛЦ s}; d_{АЛЦ s}; l_{АЛЦ s}; N_s; T_{АЛЦ}^s; c_s; n_s) \mid s \in \overline{1, N} \right\}, \quad (4.17)$$

где N_s – номер типа самолета, используемого в качестве носителя АЛЦ, который определяется как

$$N_s = \{s \mid \bar{x}_s = 1, s \in \overline{1, N}\}.$$

В этом выражении \bar{x}_s соответствует s -й точке множества G , входящей в подмножество паретооптимальных решений.

Для аналитического проектирования [54] АЛЦ с привлечением множества (4.17) предлагается использовать такие дополнительные проектные параметры АЛЦ, как размах крыла в разложенном состоянии $l_{кр}^{АЛЦ}$, масса целевого оборудования $m_{ц.о.}^{АЛЦ}$ и тяга двигателя $P_{АЛЦ}$. Определение значений этих параметров будем проводить с использованием общих регрессионных зависимостей вида [115]:

$$\begin{aligned} l_{кр}^{АЛЦ} &= \beta_0 + \beta_1 f_1(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}) + \dots \\ &\dots + \beta_n f_n(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}); \\ m_{ц.о.}^{АЛЦ} &= \gamma_0 + \gamma_1 f_1(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}) + \dots \\ &\dots + \gamma_n f_n(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}); \\ P_{АЛЦ} &= \delta_0 + \delta_1 f_1(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}, T_{АЛЦ}) + \dots \\ &\dots + \delta_n f_n(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}, T_{АЛЦ}), \end{aligned} \quad (4.18)$$

где функции $f_1(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}), \dots, f_n(m_{АЛЦ}, d_{АЛЦ}, l_{АЛЦ}, T_{АЛЦ})$ принимают вид одной или нескольких значимых по t -критерию Стьюдента функций аналогично описанным выше. Значения коэффициентов β, γ, δ , входящих в эти выражения, определяются на основе данных табл. П1.2 методом наименьших квадратов [86].

Значения введенных дополнительных проектных параметров АЛЦ рассчитываются для каждого s -го варианта паретооптимальных решений, входящих в состав множества (4.15), путем подстановки в выражения (4.18) значений $m_{АЛЦ} = m_{АЛЦ s}, d_{АЛЦ} = d_{АЛЦ s}, l_{АЛЦ} = l_{АЛЦ s}, T_{АЛЦ} = T_{АЛЦ s}$.

Таким образом, разработчику комплекса «Самолет-носитель – АЛЦ» выдается для анализа и принятия проектного решения множество вариантов векторов проектных параметров «нулевого» приближения [60], построенное на основе множества (4.17) и выражений (4.18):

$$P^* = \left\{ \left(m_{АЛЦ s}; m_{АЛЦ s}^{п.о.}; P_{АЛЦ s}; l_{кр s}^{АЛЦ}; l_{АЛЦ s}; d_{АЛЦ s}; N_s; T_{АЛЦ}^s; c_s; n_s \right) \middle| s \in \overline{1, N} \right\}, \quad (4.19)$$

Отметим, что данное множество рассматривается как нулевое приближение вектора проектных решений по создаваемой АЛЦ и подлежит в соответствии с деревом целей и задач создания АЛЦ (см. рис. 1.13) уточнению на стадии аванпроекта и полной конкретизации на начальных этапах ОКР.

Будем считать, что в результате выполнения этих работ выбран для применения в операциях ФА самолет-носитель j -го типа, на подвесках которого размещается n_{j0} АЛЦ.

Тогда потребное число самолетов-носителей АЛЦ в конкретной операции можно оценить по формуле:

$$N_{CH} = \left\lceil \frac{x_2^0}{n_{j0}} \right\rceil. \quad (4.20)$$

Здесь x_2^0 - потребное число АЛЦ для проведения операции, полученное в результате решения задачи (2.2)-(2.8).

Предложенный выше подход, основанный на статистических данных по разработанным образцам АЛЦ можно использовать при аналитическом проектировании других видов БЛА, представленных на рис. 1.1. Подтверждением этого являются работы [6, 110], в которых содержатся параметры и характеристики нескольких десятков БЛА, разработанных с середины XX века. Кроме того, источником таких данных является ежегодное издание справочника по беспилотной авиационной технике компании Jane [3].

4.2 Задачи создания АЛЦ-аналогов на базе пилотируемых СВН

В данном разделе рассматриваются задачи создания ложных целей с помощью переоборудования выведенных за штат СВН.

АЛЦ-аналоги предлагается использовать в учебно-испытательных и боевых операциях ВВС, в которых необходима повышенная точность воспроизведения информационных признаков и ЛТХ ложных целей, а также при имитации действий СВН в зоне прямой видимости противника оптических средств противника.

Отечественный опыт создания АЛЦ-аналогов самолетной схемы подтверждается практикой создания ВМ на базе самолетов МиГ-21, МиГ-23, Л-29 и др. [21; 34], приостановленной из-за отсутствия финансирования в начале 90-х годов прошлого века. В настоящее время для переоборудования в АЛЦ-аналоги пригодны находящиеся в резерве ВВС РФ самолеты Ту-22М3, Су-25, Су-24, МиГ-23, МиГ-29, МиГ-31, Су-27, Л-39 [69, 101], характеристики которых приведены в табл. П1.4.

Из зарубежного опыта можно указать на беспилотный вариант самолета F-14 [3]. АЛЦ-аналоги вертолетной схемы (см. рис. 1.1) в настоящее время не разрабатываются, но могут быть созданы переоборудованием боевых вертолетов Ми-8 и Ми-24 [69].

Одним из основных принципов создания образцов боевых БЛА является принцип минимальной доработки конструкции и бортового оборудования исходного образца СВН [34; 91].

При переоборудовании выведенного за штат СВН в АЛЦ-аналог [91] необходимо размещение на борту дополнительного оборудования [21; 34], состав которого приведен на рис. 4.1.

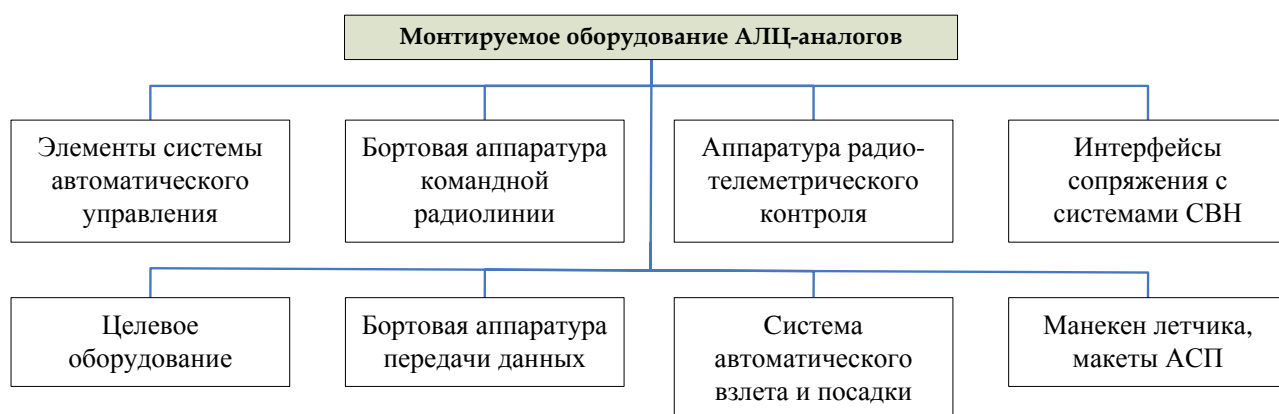


Рис. 4.1

При этом необходимо демонтировать некоторый состав оборудования СВН в зависимости от его типа. К примеру, при переоборудовании самолета ФА в АЛЦ-аналог демонтажу подлежит бортовое оборудование, представленное на рис. 4.2.

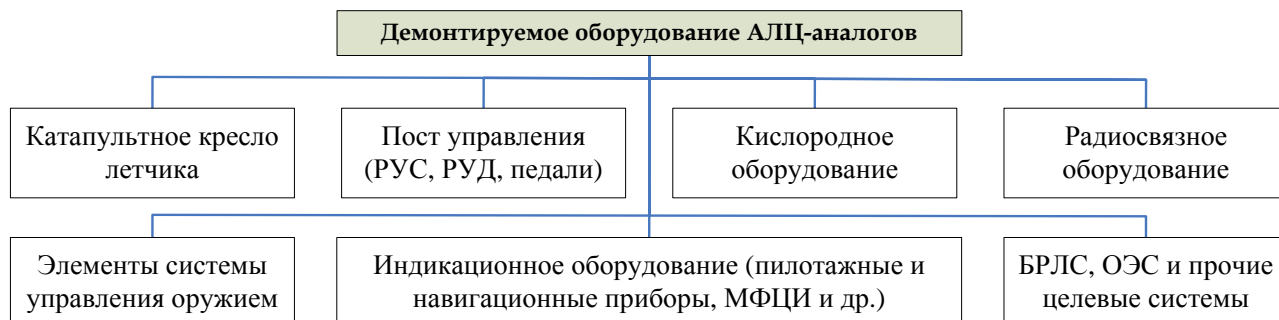


Рис. 4.2

Для избежания проблем с объемно-массовой компоновкой и центровкой переоборудуемого самолета, большую часть монтируемого оборудования необходимо размещать в кабине пилота взамен демонтируемого [21; 34].

В связи с большой номенклатурой приведенных выше существующих СВН возникает задача выбора из их состава минимального числа образцов для создания на их основе АЛЦ-аналогов. На нетривиальность такой задачи указывает значительное число условий, которые должны быть соблюдены при создании беспилотного образца выбранного СВН.

Пусть имеется n наименований пилотируемых СВН выбранного типа, на базе которых предполагается создание АЛЦ-аналога. Для простоты изложения будем в дальнейшем в качестве пилотируемых СВН рассматривать боевые самолеты (фронтовые бомбардировщики, истребители-бомбардировщики, штурмовики и т.п.).

Процесс выбора из них конкретного образца будем описывать с помощью переменных:

$$x_j \in \{0; 1\}, j = (\overline{1, n}) \quad (4.21)$$

таких, что

$$x_j = \begin{cases} 1, & \text{если для создания АЛЦ выбран } j\text{-й СВН;} \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases}$$

Потребуем, чтобы из состава рассматриваемого множества самолетов-претендентов был выбран один и только один самолет. Это условие с учетом условий (4.21) записывается как

$$\sum_{j=1}^n x_j = 1 \quad (4.22)$$

Будем считать, что АЛЦ-аналог выбирается из состава выведенных за штат, законсервированных на базах резерва, морально устаревших и выработавших свой ресурс самолетов.

Сформулируем ограничения, учитываемые при выборе базового самолета.

Диапазон скоростей полета АЛЦ-аналога должен соответствовать заданному диапазону скоростей $[V_{\min}, V_{\max}]$ воспроизводимых СВН:

$$\sum_{j=1}^n V_{\min}^{(j)} x_j \leq V_{\min}, \quad \sum_{j=1}^n V_{\max}^{(j)} x_j \geq V_{\max}, \quad (4.23)$$

где $V_{\min}^{(j)}, V_{\max}^{(j)}$ – соответственно значения минимальной и максимальной скоростей полета j -го переоборудуемого самолета.

Диапазон высот полета АЛЦ-аналога также должен удовлетворять заданному диапазону $[H_{\min}, H_{\max}]$ воспроизводимых СВН:

$$\sum_{j=1}^n H_{\min}^{(j)} x_j \leq H_{\min}, \quad \sum_{j=1}^n H_{\max}^{(j)} x_j \geq H_{\max} \quad (4.24)$$

Тактический радиус действия j -го АЛЦ-аналога должен быть не ниже заданного значения $r_{\text{АЛЦ}}$ тактического радиуса действия имитируемого СВН:

$$\sum_{j=1}^n r_j x_j \geq r_{\text{АЛЦ}} \quad (4.25)$$

Помимо ЛТХ, одним из основных параметров, характеризующим класс и тип воздушной цели, является его радиолокационный портрет, представленный величиной эффективной поверхности рассеяния (ЭПР) и диаграммой ее флуктуации по углам обзора [46, 62, 71].

Согласно работе [92] флуктуации ЭПР самолета Ан-72 по углам обзора составляют от 10 до 150 м². В работе [93] приводится информация, что собственная ЭПР самолета Су-25 составляет 4 м², но при размещении на его внешней подвеске вооружения эта величина возрастает до 14 м². Отсюда можно сделать вывод, что отклонение уровня ЭПР имитируемого СВН и АЛЦ-аналога на некоторое значения $\Delta\sigma$ является допустимым и не оказывающим кардинальное влияние на качество имитации.

Тогда условие, описывающее соответствие уровня ЭПР имитируемого СВН и АЛЦ-аналога запишется в следующем виде:

$$(\sigma_{\text{СВН}} - \Delta\sigma) \leq \sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j \leq (\sigma_{\text{СВН}} + \Delta\sigma),$$

где $\sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)}$ - уровень ЭПР j -го переоборудуемого самолета, $\sigma_{\text{СВН}}$ - уровень ЭПР имитируемого СВН.

Существует также ряд мероприятий, позволяющих искусственно снизить или повысить уровень ЭПР самолета. Для снижения уровня ЭПР выполняют следующие мероприятия: применение радиопоглощающих материалов в конструкции самолета, нанесение радиопоглощающих покрытий, экранирование канала воздухозаборника и диска двигателя, исключение радиопрозрачных обтекателей антенно-фидерных устройств и др. Это позволяет добиться снижение уровня ЭПР до 50% от первоначального значения для самолетов, не выполненных с применением технологии «стелс», что соответствует коэффициенту 1.5 в правой части неравенства:

$$(\sigma_{\text{СВН}} + \Delta\sigma) < \sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j \leq 1.5(\sigma_{\text{СВН}} + \Delta\sigma). \quad (4.26)$$

Введем в рассмотрение булевский вектор

$$y_j \in \{0; 1\}, \quad j = \overline{1, n}, \quad (4.27)$$

описывающий необходимость применения мероприятий по снижению ЭПР j -го переоборудуемого самолета:

$$y_j = \begin{cases} 1, & \text{если } (\sigma_{\text{СВН}} + \Delta\sigma) < \sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j \leq 1.5(\sigma_{\text{СВН}} + \Delta\sigma), \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (4.28)$$

При $y_j = 1$ стоимость мероприятий по снижению ЭПР должна быть включена в общую стоимость создания j -го АЛЦ-аналога.

Стоимость работ по снижению ЭПР можно оценить следующей зависимостью, полученной экспертным методом:

$$C_{\text{ЭПР}}^{(j)} = \frac{\sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)}}{\sigma_{\text{СВН}}} m_{\text{АЛЦ}}^{(j)} c_{\text{ЭПР}},$$

где $m_{\text{АЛЦ}}^{(j)}$ – нормальная взлетная масса переоборудуемого самолета как интегральная массогабаритная характеристика, влияющая на количество затраченных материалов и трудоемкость работ; $c_{\text{ЭПР}}$ – стоимостной коэффициент, описывающий среднюю стоимость работ по снижению радиолокационной заметности на 1%, приходящуюся на одну единицу веса самолета.

Помимо мероприятий по снижению радиолокационной заметности, существует также возможность увеличить уровень ЭПР самолета с помощью применения радиолокационных имитаторов цели (РИЦ) [27].

В рамках данной задачи будем рассматривать активные РИЦ, позволяющие имитировать широкий диапазон ЭПР при возможности размещения антенно-фидерных устройств соответствующих линейных размеров и при обеспечении достаточного энергопитания. Применение РИЦ для повышения ЭПР АЛЦ-аналога позволяет исключить левую часть неравенства (4.26) и сформировать следующий окончательный вид ограничения, описывающего соответствие радиолокационных признаков имитируемого СВН и АЛЦ-аналога в виде

$$\sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j \leq 1.5(\sigma_{\text{СВН}} + \Delta\sigma). \quad (4.29)$$

Для описания необходимости повышения ЭПР j -го переоборудуемого СВН с помощью РИЦ введем в рассмотрение булевский вектор

$$z_j \in \{0; 1\}, \quad j = \overline{1, n}. \quad (4.30)$$

Значения z_j определяются по следующему выражению

$$z_j = \begin{cases} 1, & \text{если } \sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j < (\sigma_{\text{СВН}} - \Delta\sigma), \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (4.31)$$

Стоимость аппаратуры РИЦ и работ по ее размещению задается величиной $C_{\text{РИЦ}}$ и должна быть включена в общую стоимость работ по переоборудованию j -го самолета в АЛЦ-аналог при $z_j = 1$.

Обозначим через v_j, m_j – объем и массу внутрикабинного и другого оборудования j -го самолета, подлежащего демонтажу при переоборудовании в АЛЦ-аналог, а через v_a, m_a – аналогичные характеристики размещаемого на борту оборудования. Тогда объемно-массовые ограничения на выбор самолета записываются как

$$\sum_{j=1}^n m_j x_j \geq m_a, \quad \sum_{j=1}^n v_j x_j \geq v_a. \quad (4.32)$$

Рассмотрим критерии оптимальности выбора СВН для переоборудования в АЛЦ-аналог.

Так как АЛЦ-аналоги должны обладать высокими имитационными характеристиками, то в качестве первого критерия предлагается использовать стоимость АЛЦ-аналога:

$$C = \sum_{j=1}^n (c_j x_j + C_{\text{ЭПР}}^{(j)} y_j + C_{\text{РИЦ}} z_j) \rightarrow \min \quad (4.33)$$

где c_j – стоимость j -го образца и работ по переоборудованию в АЛЦ-аналог, $C_{\text{ЭПР}}^{(j)}$ – стоимость работ по снижению радиолокационной заметности, $C_{\text{РИЦ}}$ – стоимость работ по размещению РИЦ на борту АЛЦ-аналога, $j = \overline{1, n}$.

Второй критерий данной задачи отражает наличие достаточного количества самолетов для их переоборудования в АЛЦ-аналоги:

$$N = \sum_{j=1}^n N_j x_j \rightarrow \max \quad (4.34)$$

где N_j – располагаемое число самолетов j -го типа, $j = \overline{1, n}$.

В качестве дополнительного критерия можно рассмотреть критерий вида:

$$L = \sum_{j=1}^n L_j x_j \rightarrow \min, \quad (4.35)$$

где L_j – длина разбега j -го самолета. Необходимость использования данной целевой функции обусловлена потребностью взлета АЛЦ-аналога с как можно более низшего по классу аэродрома в прифронтовой полосе [94].

Таким образом, оптимальный выбор самолета для его последующего переоборудования в АЛЦ-аналог предлагается осуществлять с помощью решения многокритериальной задачи линейного булевого программирования, описываемой выражениями (4.21) – (4.25), (4.27) – (4.35).

В соответствие с работой [18] имитационные БАК, в частности комплексы АЛЦ, должны обладать имитационными характеристиками, достаточными для воспроизведения как одного типа, так и некоторого класса СВН. Для выполнения этого требования ограничения (4.23) – (4.25) должны быть преобразованы к следующему виду:

$$\sum_{j=1}^n V_{min}^{(j)} x_j \leq \min_i (V_{min}^{CBH})_i, \quad \sum_{j=1}^n V_{max}^{(j)} x_j \geq \max_i (V_{max}^{CBH})_i, \quad (4.36)$$

$$\sum_{j=1}^n H_{min}^{(j)} x_j \leq \min_i (H_{min}^{CBH})_i, \quad \sum_{j=1}^n H_{max}^{(j)} x_j \geq \max_i (H_{max}^{CBH})_i, \quad (4.37)$$

$$\sum_{j=1}^n r_j x_j \geq \max_i (r_{CBH})_i, \quad (4.38)$$

где $(V_{min}^{CBH})_i, (V_{max}^{CBH})_i, (H_{min}^{CBH})_i, (H_{max}^{CBH})_i, (r_{CBH})_i$ – значения соответствующих характеристик каждого представителя имитируемого класса СВН, $i = \overline{1, K}$.

Ограничение по радиолокационной заметности (4.29) примет вид:

$$\sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j \leq 1.5 \left(\max_i (\sigma_{\text{СВН}})_i + \Delta\sigma \right), \quad (4.39)$$

где $\max_i (\sigma_{\text{СВН}})_i$ - максимальный уровень ЭПР имитируемого класса СВН $i = \overline{1, K}$.

При этом условия проведения мероприятий по снижению или повышению радиолокационной заметности (4.28) и (4.31) соответственно запишутся как:

$$y_j = \begin{cases} 1, & \text{если } \left(\max_i (\sigma_{\text{СВН}})_i + \Delta\sigma \right) < \sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j \leq 1.5 \left(\max_i (\sigma_{\text{СВН}})_i + \Delta\sigma \right) \text{ и } x_j = 1, \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (4.40)$$

$$z_j = \begin{cases} 1, & \text{если } \sum_{j=1}^n \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j < \left(\min_i (\sigma_{\text{СВН}})_i - \Delta\sigma \right) \text{ и } x_j = 1, \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (4.41)$$

При этом ограничения (4.32) и критерии оптимальности (4.33) - (4.35) остаются без изменений.

Таким образом, для определения оптимального образца АЛЦ-аналога для имитации некоторого класса СВН необходимо решить задачу линейного булевого программирования (4.21) - (4.22), (4.36) - (4.41), (4.27), (4.30), (4.32) - (4.35).

Для решения данной задачи предлагается использовать метод ортогональных конусов, описанный в разделе 2.1. Данный метод предоставляет множество P паретооптимальных вариантов базовых СВН для переоборудования в АЛЦ-аналоги, из которых ЛПР должно выбрать наиболее предпочтительный вариант.

При необходимости поиска единственного решения в паретооптимальном множестве предлагается использовать метод «идеальной» точки [54]. Для задачи (4.21) - (4.35) в качестве «идеальной» выбираем точку с координатами (C^*, N^*, L^*) , где $C^* = \min C^{(k)}$, $N^* = \min N^{(k)}$, $L^* = \min L^{(k)}$; при этом $(C^{(k)}, N^{(k)}, L^{(k)})$ являются паретооптимальными точками в пространстве критериев.

Далее для каждой k -й точки сформированного паретооптимального множества вычисляется ее расстояние до «идеальной» точки по формуле вида

$$\rho_k = \sqrt{(C^* - C^{(k)})^2 + (N^* - N^{(k)})^2 + (L^* - L^{(k)})^2}. \quad (4.42)$$

Точка с минимальным значением ρ_k будет наилучшим решением задачи.

Рассмотрим задачу выбора типовой АЛЦ-аналога для имитации нескольких классов СВН. Данную задачу предлагается решать путем построения пересечения паретооптимальных множеств P_r вариантов базовых СВН для переоборудования в АЛЦ-аналоги, полученных при решении представленной выше задачи для каждого из r классов СВН.

Если пересечение этих множеств является пустым множеством, то считается, что при имеющихся исходных данных для рассматриваемого вида СВН типовых АЛЦ-аналогов не существует.

Опишем предлагаемый подход с использованием следующей общей многокритериальной параметрической модели задачи оптимального выбора одного объекта из заданной совокупности N объектов:

$$W = (W_1, W_2, \dots, W_k, -W_{k+1}, -W_{k+2}, \dots, -W_K,) \rightarrow \min \quad (4.43)$$

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} z_j \geq b_i^{(r)}, \quad i = (\overline{1, M}), r = (\overline{1, R}) \quad (4.44)$$

$$\sum_{j=1}^N z_j = 1 \quad (4.45)$$

$$z_j \in \{0,1\}, \quad j = (\overline{1, N}) \quad (4.46)$$

Здесь в состав векторного критерия (4.43) входят K минимизируемых и $(K-k)$ максимизируемых целевых функций задачи, которые имеют вид:

$$W_s = \sum_{j=1}^N W_{sj} z_j, \quad s = (\overline{1, K}) \quad (4.47)$$

Отметим, что за счет вида правых частей ограничений (4.44), зависящих от значений параметра r , выражения (4.43) – (4.47) описывают R моделей многокритериальных задач линейного булевого программирования.

Каждую из этих задач предлагается решать с помощью численного метода по аналогии с применяемым в предыдущих примерах.

Будем считать, что для каждого фиксированного значения $r \in (\overline{1, R})$ паретооптимальное множество решений задачи (4.43) – (4.47) в пространстве ее решений состоит из L_r булевских векторов:

$$\overline{Z}_l^{(r)} = \left(\overline{Z}_{1l}^{(r)}, \overline{Z}_{2l}^{(r)}, \dots, \overline{Z}_{Nl}^{(r)} \right), \quad l = (\overline{1, L_r}) \quad (4.48)$$

Паретооптимальное множество решений этой задачи в пространстве критериев состоит из векторов

$$\overline{W}_l^{(r)} = \left(\overline{W}_{1l}^{(r)}, \overline{W}_{2l}^{(r)}, \dots, \overline{W}_{Kl}^{(r)} \right), \quad l = (\overline{1, L_r}) \quad (4.49)$$

Значения компонентов которых, согласно выражениям (4.47) и (4.48), вычисляются как

$$\overline{W}_{sl}^{(r)} = \sum_{j=1}^N W_{sj} \overline{Z}_{jl}^{(r)}, \quad l = (\overline{1, L_r}) \quad (4.50)$$

Отметим, что согласно условиям (4.45) и (4.46) каждый из векторов (4.48) имеет только одну единичную компоненту с номером определяемым выражением вида:

$$N_l^{(r)} = \left\{ j \mid \overline{Z}_{jl}^{(r)} = 1, \quad j = (\overline{1, N}), l = (\overline{1, L_r}), r = (\overline{1, R}) \right\} \quad (4.51)$$

Величины $N_l^{(r)} \in (\overline{1, N})$ соответствуют номерам объектов, входящих при фиксированном значении $r \in (\overline{1, R})$ в паретооптимальное множество объектов, которое обозначим как

$$P_r = \left\{ N_l^{(r)} \mid l = (\overline{1, L_r}) \right\} \quad (4.52)$$

Построим пересечение этих множеств вида

$$P = \bigcap_{r=1}^R P_r, \quad (4.53)$$

которое представляет собой совокупность номеров объектов, общих для всех паретооптимальных множеств вида (4.52).

Множество (4.53) будем называть общим решением параметрической задачи оптимального выбора (4.43) – (4.47). При этом если $P = \emptyset$ будем считать, что общее решение рассматриваемой задачи не существует.

На рис. 4.3 приведены примеры множеств (4.52), (4.53) в пространстве критериев $W_1 \rightarrow \min, W_2 \rightarrow \min$ при $R=2, N=10$ и $K=2$.

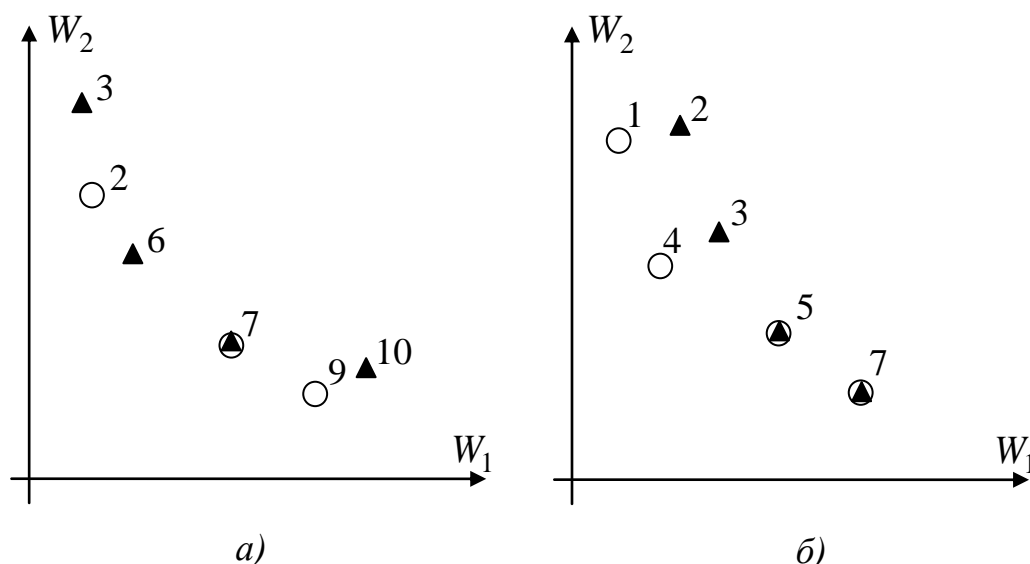


Рис. 4.3

На рис. 4.3, а множество P_1 включает в себя объекты №2, №7 и №9, а множество P_2 определяется как $P_2 = \{3,6,7,10\}$. Множество P включает в себя единственный объект №7. На рис. 4.3, б это множество определяется как $P = \{5,7\}$.

При применении данного подхода к набору описанных выше задач определения оптимальных АЛЦ-аналогов для нескольких классов СВН, полученное с помощью выражения (4.53) множество P будет содержать универсальную АЛЦ-аналог для имитации СВН всех рассматриваемых классов.

4.3 Формирование оптимального типажа семейства АЛЦ по результатам конкурсного отбора проектов

В соответствие с задачей 2.8 дерева целей и задач (см рис. 1.13) по результатам проработки обликов АЛЦ на этапе аванпроекта необходимо оценить предлагаемые варианты проектов, выполненных различными разработчиками.

В настоящее время решения о выборе разработчика нового образца БАК проводится на конкурсной основе заказывающими управлениями Министерства обороны [95, 112].

В связи с этим предлагается рассматривать задачу выбора из множества существующих ВМ их оптимального подмножества для создания на их базе семейства АЛЦ, способного воспроизводить характеристики заданного множества типов СВН [22] в виде процедуры конкурсного отбора вариантов проектов разработчиков данных комплексов (см. рис. 1.13). На нетривиальность такого выбора указывают работы [12; 13]. Необходимость решения данной задачи была отмечена в работе [11], но методы ее решения указаны не были.

В процессе работы конкурсной комиссии ей необходимо сформировать оптимальный типаж семейства АЛЦ таким образом, чтобы с минимальными временными и финансовыми затратами создать образцы АЛЦ, ТТХ которых позволяют имитировать существующие и перспективные СВН из состава парка ВВС РФ.

Одним из направлений сокращения временных и финансовых затрат на разработку АЛЦ является доработка значительного числа существующих образцов ВМ [3] и заимствование их отдельных элементов [88]. Примерами отечественных ВМ самолетной схемы являются ВМ «Дань»М, Е-95, ВР-3ВМ «Рейс» и др., ракетной схемы – 96М6М «Кабан», «Стриж», «Синица», 9М-21БМ «Луна-М», КСР-5НМ и др. [3, 4, 100].

Это направление в сложившихся условиях значительного отставания в беспилотной технике РФ от иностранных разработчиков является наиболее предпочтительным с точки зрения Заказчика ввиду существенного снижения технических рисков и сокращения объемов наземных отработок и летных испытаний, являющихся одними из самых долгосрочных и затратных этапов ОКР.

При создании комплексов АЛЦ на базе существующих ВМ необходимо осуществлять доработку по направлениям, сокращающим отличительные особенности данных видов имитационных БАК (см. табл. 1.1).

В качестве имитируемых классов СВН будем рассматривать следующие классы, представленные на рис. 4.4 [18, 40].

К основным характеристикам и свойствам СВН, подлежащим имитации АЛЦ, относятся представленные на рис. 4.5 [18].

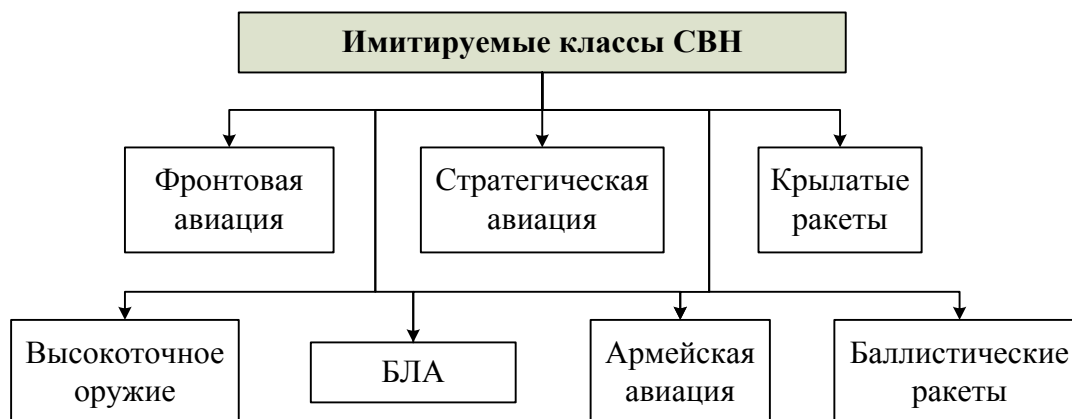


Рис. 4.4

Диапазоны значений потребных к имитации АЛЦ характеристик классов СВН представлены в табл. П1.6 [18, 40]. Как показывает практика, ни один из типов АЛЦ не способен воспроизвести все отмеченные характеристики рассматриваемых классов СВН.



Рис. 4.5

Для определения оптимального типажа семейства АЛЦ предлагается следующий подход. Пусть на конкурс по созданию семейства АЛЦ подано m проектов. По условиям конкурса данные АЛЦ должны имитировать n видов отечественных СВН.

Для оценки имитационных возможностей предлагаемых проектов АЛЦ, характеристики i -х классов СВН будем описывать вектором:

$$W^{(i)} = (w_1^{(i)}, w_2^{(i)}, \dots, w_k^{(i)}), i = \overline{1, n}, \quad (4.54)$$

где k - количество имитируемых параметров СВН.

Компоненты данного вектора содержат значения потребных к имитации характеристик СВН, таких как $w_1^{(i)}, w_2^{(i)}$ - минимальная и максимальная высота полета, $w_3^{(i)}, w_4^{(i)}$ - минимальная и максимальная скорость полета, $w_5^{(i)}$ - максимальная перегрузка, $w_6^{(i)}, w_7^{(i)}$ - уровень ЭПР и сила ИК-излучения, $w_8^{(i)}, w_9^{(i)}, w_{10}^{(i)}$ - габаритные размеры (размах крыла, длина, высота), $w_{11}^{(i)}$ - уязвимость (количество попаданий снарядов 23 мм для поражения), $w_{12}^{(i)}, w_{13}^{(i)}, w_{14}^{(i)}, w_{15}^{(i)}$ - набор булевских компонент, принимающих значение «1» при возможности полета СВН по полубаллистическим, простым аэродинамическим, сложным аэродинамическим или аэродинамическим с зависанием траекториям полета соответственно и «0» в противном случае, $w_{16}^{(i)}, w_{17}^{(i)}$ - набор булевских компонент, принимающих значение «1» при действии СВН в одиночном или групповом боевом порядке и «0» в противном случае, $w_{18}^{(i)}$ - минимальное расстояние в группе СВН.

Для каждого предложенного проекта АЛЦ введем вектор имитационных возможностей j -й АЛЦ:

$$V^{(j)} = (v_1^{(j)}, v_2^{(j)}, \dots, v_k^{(j)}), j = \overline{1, m}, \quad (4.55)$$

Состав компонент данного вектора аналогичен описанному выше составу компонент вектора $W^{(i)}$.

Для сравнения имитационных возможностей предлагаемых проектов АЛЦ по воспроизведению характеристик требуемых классов СВН используем матрицу соответствия имитируемых характеристик $B = [b_{ij}]_{n \times m}$, элементы которой принимают следующие значения:

$$b_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{если вектор } V^{(j)} \text{ покрывает вектор } W^{(i)}; \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases}$$

Введем определение покрытия векторов в общем случае.

Определение. Под покрытием вектором $A = (a_1, a_2, \dots, a_k)$ вектора $B = (b_1, b_2, \dots, b_k)$ будем понимать доминирование заданных i -х ($i = \overline{1, r}$) компонент вектора A над аналогичными компонентами вектора B и недоминирование оставшихся j -х ($i = \overline{r, k}$) компонент вектора A над аналогичными компонентами вектора B .

Введение данного термина обусловлено необходимостью сравнения как минимальных, так и максимальных характеристик АЛЦ и СВН. Например, для имитации СВН минимальная скорость полета АЛЦ должна быть меньше или равна минимальной скорости полета СВН, а максимальная скорость полета АЛЦ должна быть больше или равна аналогичной характеристике СВН.

В данной задаче покрытие вектором $V^{(j)}$ вектора $W^{(i)}$ будет осуществляться при выполнении следующих условий:

$$\begin{aligned}
 v_1^{(j)} &\leq w_1^{(i)}, \quad v_2^{(j)} \geq w_2^{(i)}, \\
 v_3^{(j)} &\leq w_3^{(i)}, \quad v_4^{(j)} \geq w_4^{(i)}, \\
 v_5^{(j)} &\geq w_5^{(i)}, \quad v_6^{(j)} \leq w_6^{(i)}, \quad v_7^{(j)} \leq w_7^{(i)}, \\
 v_8^{(j)} &\leq w_8^{(i)}, \quad v_9^{(j)} \leq w_9^{(i)}, \quad v_{10}^{(j)} \leq w_{10}^{(i)}, \\
 v_{11}^{(j)} &\geq w_{11}^{(i)}, \\
 v_{12}^{(j)} &\geq w_{12}^{(i)}, \quad v_{13}^{(j)} \geq w_{13}^{(i)}, \quad v_{14}^{(j)} \geq w_{14}^{(i)}, \quad v_{15}^{(j)} \geq w_{15}^{(i)}, \\
 v_{16}^{(j)} &\geq w_{16}^{(i)}, \quad v_{17}^{(j)} \geq w_{17}^{(i)}, \\
 v_{18}^{(j)} &\leq w_{18}^{(i)}
 \end{aligned} \tag{4.56}$$

Таким образом, элемент матрицы b_{ij} принимает значение «1» в том случае, когда ТТХ j -го предлагаемого проекта АЛЦ соответствуют или превышают аналогичные характеристики i -го СВН, то есть данная АЛЦ способна в полной мере имитировать соответствующие характеристики определенного класса СВН.

Введем в рассмотрение булевский вектор $\mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_j, \dots, x_m)$, определяющий выбор проектов АЛЦ из имеющегося множества. Компоненты данного вектора должны принимать значения, равные «1», если j -й проект АЛЦ

включается в искомое подмножество, и «0» – в противном случае. Это требование можно представить ограничениями:

$$x_j \in \{0;1\}, \quad j = \overline{1, m}. \quad (4.57)$$

Условия, что каждая СВН должна имитироваться не менее чем одним представителем семейства АЛЦ, с учетом матрицы B и ограничений (4.57), запишем как

$$\sum_{j=1}^m b_{ij} x_j \geq 1, \quad i = \overline{1, n}. \quad (4.58)$$

Из ограничений (4.57) следует, что общее число отобранных проектов АЛЦ определяется из выражения:

$$M = \sum_{j=1}^m x_j \rightarrow \min_x, \quad (4.59)$$

При этом общая стоимость образцов семейства будет равна:

$$C = \sum_{j=1}^m c_j x_j \rightarrow \min_x, \quad (4.60)$$

где c_j – стоимость АЛЦ j -го типа.

Тогда задачу формирования оптимального типажа семейства АЛЦ можно свести к определению значений компонентов вектора x , минимизирующих целевые функции (4.59), (4.60) при выполнении условий (4.57), (4.58). Данная двухкритериальная задача оптимизации является обобщением однокритериальной классической задачи о минимальном покрытии [89].

Отметим, что многокритериальные задачи об оптимальном покрытии практически не рассматриваются в существующей литературе. Одна из таких специальных задач представлена в работе [43].

Для построения оптимальных по Парето решений задачи (4.57)-(4.60), следуя работам [82, 122, 123], сформируем линейную свертку ее критериев:

$$L(x, \lambda) = \lambda M + (1 - \lambda)C,$$

где $\lambda \in [0,1]$ – параметр свертки. Подставляя в это выражение правые части целевых функций (4.59) и (4.60), после несложных преобразований получаем:

$$L(x, \lambda) = \sum_{j=1}^m \bar{c}_j(\lambda) x_j \rightarrow \min_x, \quad (4.61)$$

где $\bar{c}_j(\lambda) = c_j + \lambda(1 - c_j)$, $j = \overline{1, m}$.

Множество паретооптимальных решений задачи (4.59), (4.60), (4.58), (4.57) находим, решая известными численными методами [90] параметрическую однокритериальную задачу булевого программирования (4.61), (4.58), (4.57) на сетке значений параметра λ :

$$0 = \lambda_0 < \lambda_1 < \lambda_2 < \dots < \lambda_K = 1 \quad (4.62)$$

При этом для каждого значения $\lambda = \lambda_k, k = \overline{0, K}$, определяется вектор $\mathbf{x}^0(\lambda_k)$. Совокупность этих векторов представляет собой паретооптимальное множество в пространстве искомых решений.

Множество оптимальных по Парето решений в пространстве критериев, представляющее собой дискретное множество точек с координатами:

$$\begin{aligned} M_k &= M(\lambda_k) = \sum_{j=1}^m x_j^0(\lambda_k) \\ C_k &= C(\lambda_k) = \sum_{j=1}^m c_j x_j^0(\lambda_k), \quad k = \overline{0, K} \end{aligned} \quad (4.63)$$

используется для выбора разработчиком компромиссного по количеству (M) и стоимости (C) типажа семейства АЛЦ. Условия существования решения предлагаемой задачи определяет следующее утверждение.

Утверждение 2. Паретооптимальные решения любой задачи вида (4.57) – (4.60) существуют.

Проведем **доказательство** данного утверждения.

Для этого, во-первых, покажем, что множество X допустимых решений задачи, определяемое условиями (4.57) и (4.58), не пусто. Выберем в качестве решения рассматриваемой задачи вектор $\mathbf{x} = (1, 1, \dots, 1)$. Этот вектор удовлетворяет ограничениям (4.57) и (4.58), т.е. является допустимым решением. Последнее означает, что $X \neq \emptyset$.

Покажем, что целевые функции (4.59) и (4.60) на множестве X ограничены сверху и снизу. Из однокритериальной задачи (4.59), (4.58), (4.57) следует, что $M \geq 2$, т.к. по определению в матрице B не должно присутствовать ни одного единичного столбца.

Вместе с тем, использование приведенного выше допустимого решения и требование минимизации целевой функции (4.59) позволяет записать, что $M \leq m$. Это означает, что целевая функция является ограниченной на множестве X .

Выделим в векторе $\mathbf{c} = (c_1, c_2, \dots, c_m)$ элементы $c^* = \min_{1 \leq j \leq m} \{c_j\}$ и $c^{**} = \max_{1 \leq j \leq m} \{c_j\}$. Тогда с учетом выражений (4.59) и (4.60) имеем:

$$C = \sum_{j=1}^m c_j x_j \geq c^* \sum_{j=1}^m x_j = c^* M,$$

$$C = \sum_{j=1}^m c_j x_j \leq c^{**} \sum_{j=1}^m x_j = c^{**} M.$$

Откуда следует, что целевая функция (4.60) также ограничена на множестве X .

Таким образом, значения критериев оптимальности в решаемой задаче связаны соотношениями:

$$c^* M \leq C \leq c^{**} M, \quad 2 \leq M \leq m \quad (4.64)$$

Это означает, что множество оптимальных по Парето решений в пространстве критериев не пусто и всегда располагается в области, определяемой условиями (4.64) как показано на рис. 4.6.

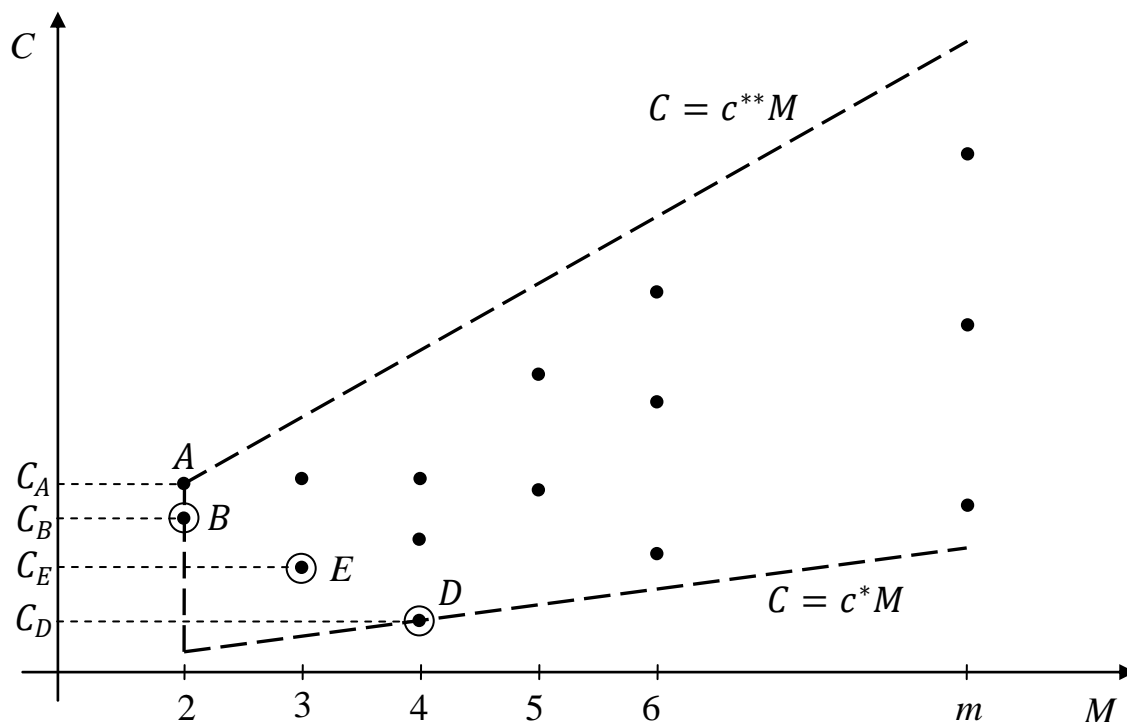


Рис. 4.6

При этом точка B является более предпочтительной по критерию (4.60) по сравнению с точкой A , т.к. $M_A = M_B = 2$, $C_A > C_B$. Последнее означает, что вариант A должен быть исключен из рассмотрения лицом, принимающим решение (ЛПР). Таким образом, в данном частном случае паретооптимальное множество решений составляют решения, соответствующие точкам B, E, D .

Для выбора оптимального типажа семейства АЛЦ возможно использовать и другие целевые функции. Введем в рассмотрение критерий продолжительности ОКР по созданию АЛЦ, представленный в следующем виде:

$$D = \sum_{j=1}^m d_j x_j \rightarrow \min_x, \quad (4.65)$$

где d_j – длительность ОКР в месяцах по созданию АЛЦ на базе ВМ j -го типа.

В этом случае математическая модель задачи будет представлена выражениями (4.65), (4.60), (4.57) и (4.58).

Свертка используемых в ней критериев вида (4.61) запишется как:

$$L(x, \lambda) = \sum_{j=1}^m \bar{c}_j(\lambda) x_j \rightarrow \min_x, \quad (4.66)$$

где $\bar{c}_j(\lambda) = \lambda d_j + (1 - \lambda)c_j$, $j = \overline{1, m}$, $\lambda \in [0, 1]$.

В данном случае множество оптимальных по Парето решений в пространстве критериев, представляющее собой дискретное множество точек с координатами:

$$D_k = D(\lambda_k) = \sum_{j=1}^m d_j x_j^0(\lambda_k)$$
$$C_k = C(\lambda_k) = \sum_{j=1}^m c_j x_j^0(\lambda_k), \quad k = \overline{0, K}$$

используется для выбора ЛПР, компромиссного по длительности ОКР (D) и стоимости (C) типажа семейства АЛЦ.

Полученное множество решений является набором вариантов оптимальных типажей семейства АЛЦ имитирующее заданное множество классов СВН. Из них ЛПР должен, следуя неформализуемым критериям, выбрать наиболее рациональный вариант построения семейства АЛЦ.

При практической реализации предложенного подхода определение элементов матрицы B и формирование на ее основе оптимальных типажей семейства АЛЦ должно осуществляться с использованием автоматизированных средств. К таким средствам следует отнести базу данных (БД) характеристик предлагаемых на конкурс проектов АЛЦ, автоматизированную информационную систему по существующим летательным аппаратам [103], а также программный комплекс формирования вариантов оптимальных типажей АЛЦ и предоставления результатов в удобном для принятия решения виде.

Выводы по главе

В данной главе были получены следующие результаты:

1. Предложена многокритериальная математическая модель проведения аналитического проектирования АК «Самолет-носитель – АЛЦ», заключающаяся в оптимальном выборе типа самолета-носителя и определении вектора проектных параметров нулевого приближения его АЛЦ. Для определения значений одного из критериев используются регрессионные

зависимости, оперирующие со статистическими данными по существующим образцам АЛЦ. Для решения данной задачи нелинейного дискретно-непрерывного программирования предложен специальный алгоритм на основе полного перебора паретооптимальных решений задачи. Дополнительно построена зависимость, позволяющая по результатам решения задачи найти потребное количество самолетов-носителей, используемых при решении задач, описанных в разделе 1.1.

2. Разработана многокритериальная математическая модель линейного булевого программирования создания АЛЦ-аналогов на основе оптимального выбора выведенных за штат СВН. Проведен анализ состава размещаемого и демонтируемого при этом оборудования АЛЦ-аналога. Предложен обобщающий метод выбора оптимальных АЛЦ-аналогов для имитации нескольких классов СВН на основе пересечений паретооптимальных множеств решений частных задач.

3. Предложена многокритериальная математическая модель формирования оптимального типажа семейства АЛЦ на основе конкурсного отбора проектов АЛЦ, являющаяся обобщением классической однокритериальной задачи о минимальном покрытии. Предложены различные варианты критериев оптимальности типажей АЛЦ. Проведено системное исследование и определение классов СВН, требующий имитации с помощью АЛЦ, а также определение перечня и значений потребных к имитации характеристик СВН данных классов.

4. Введено понятие покрытия одного вектора другим для составления матрицы соответствия имитируемых АЛЦ характеристик СВН. Сформулировано и доказано утверждение о существовании решения любой многокритериальной задачи об оптимальном покрытии.

ГЛАВА 5. ПРИМЕРЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ПРИМЕНЕНИЯ И СОЗДАНИЯ АЛЦ

В данной главе приведены примеры задач, сформулированных в главах 2 и 4 работы. В примерах задач применения АЛЦ в качестве исходных данных были использованы характеристики ЗРК «Бук», противостоящих российским ВВС в грузино-осетинском конфликте в 2008 г. Примеры задач создания АЛЦ решаются с использованием данных по существующим самолетам ВВС РФ.

5.1 Оптимизация состава смешанных авиационных группировок

Рассмотрим пример решения задачи (2.7), (2.8), (2.5) и (2.6), являющейся обобщением задачи (2.3), (2.4), (2.2) и (2.5).

Пусть в соответствие с рис. 1.12 для решения задачи вскрытия (преодоления) системы ПВО противника назначена авиационная группа, состоящая из двух звеньев самолетов штурмовой авиации Су-25 и одного звена истребителей прикрытия суммарной численностью $n_{свн} = 12$ самолетов [96].

Результаты разведки показали, что средства ПВО противника представлены ЗРК «Бук-М1» в составе трех СОУ, имеющих в своем составе суммарно $n_{зрп} = 12$ зенитных ракет [97].

Известно, что вероятности поражения цели типа «истребитель» комплексом «Бук-М1» равны 0.8-0.95, а цели типа «крылатая ракета» составляют 0.4-0.6 [45]. Примем в данном примере вероятность поражения самолета ударной группы $p_{свн} = 0.87$, а вероятность поражения АЛЦ $p_{алц} = 0.5$.

При использовании этих исходных данных критерии оптимизации (2.7), (2.8) примут следующий вид:

$$K_1 = \arg \max_{x_1} \left(\frac{x_2! 12!}{x_1! (12 - x_1)! (12 + x_2)!} \times \right. \\ \left. \times \prod_{i=0}^{x_1-1} [6 + 0.425x_1 - i] \prod_{j=0}^{11-x_1} [x_2 - 6 + 0.575x_1 - j] \right) \rightarrow \min \quad (5.1)$$

$$K_2 = x_2 \rightarrow \min$$

Ограничения задачи (2.6) конкретизируются как:

$$0 \leq x_1 \leq 10; \quad x_2 \geq 0; \quad [2x_2 + 1.15x_1] \geq 12; \quad (5.2)$$

x_1, x_2 – целые числа.

Поведение функции $P(x_1, x_2)$, описываемой выражением (2.1) и входящей в первый критерий, представлено на рис. 5.1 и табл. 5.1.

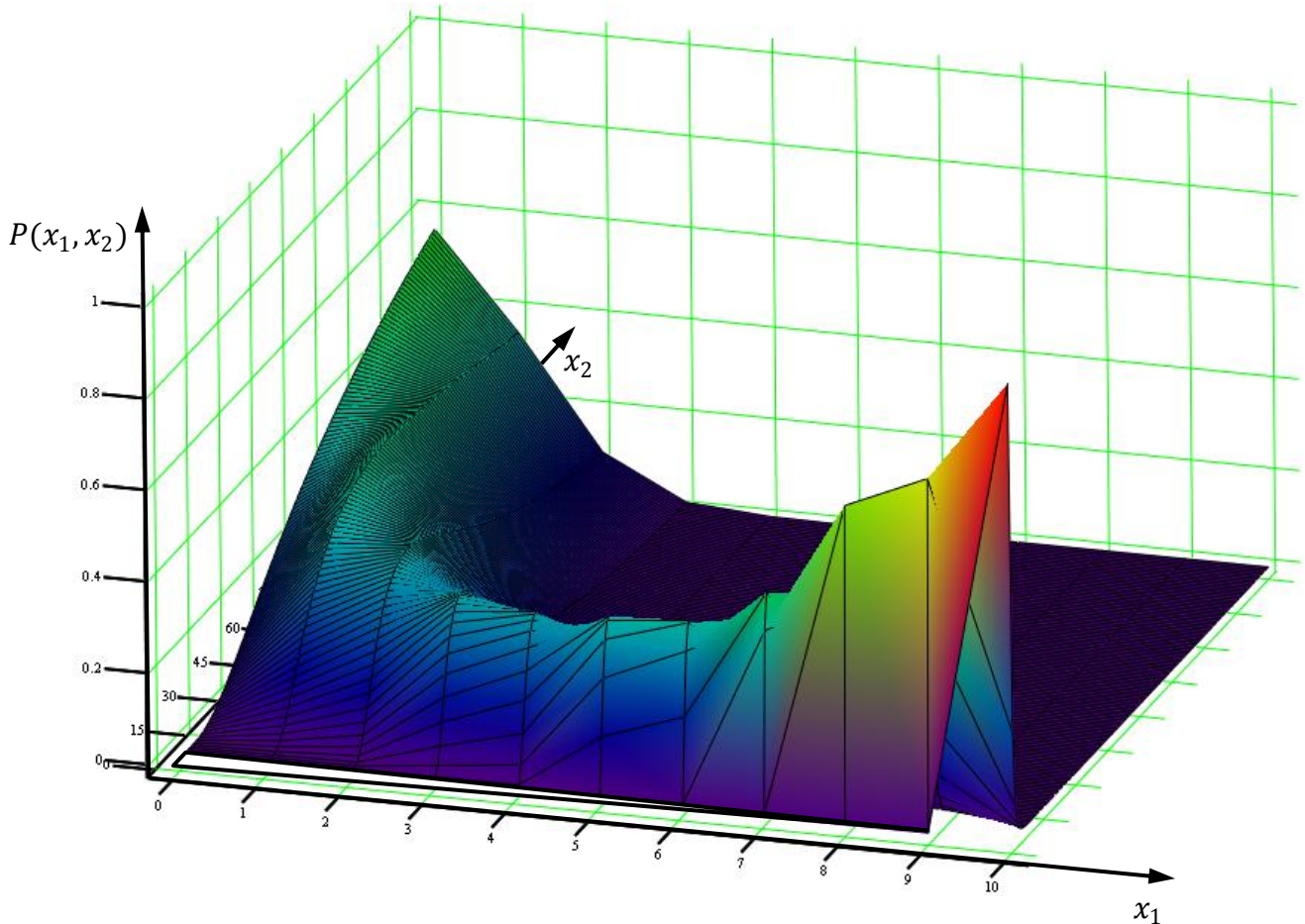


Рис. 5.1

Таблица 5.1

$x_2 \backslash x_1$	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	21	33	120
0	-	-	-	-	-	-	0	0	0.001	0.002	0.049	0.136	0.558
1	-	-	-	-	-	0.001	0.004	0.009	0.017	0.028	0.22	0.35	0.349
2	-	-	-	-	-	0.003	0.012	0.028	0.048	0.072	0.314	0.345	0.107
3	-	-	-	-	0.019	0.057	0.104	0.153	0.199	0.238	0.308	0.198	0.015
4	-	-	-	-	0.038	0.102	0.17	0.229	0.275	0.307	0.213	0.094	0.002
5	-	-	-	0.123	0.246	0.326	0.362	0.367	0.352	0.327	0.076	0.02	0
6	-	-	-	0.185	0.323	0.38	0.38	0.35	0.308	0.264	0.032	0.006	0
7	-	-	0.396	0.475	0.415	0.326	0.244	0.18	0.132	0.097	0.004	0	0
8	-	0.692	0.495	0.297	0.173	0.102	0.061	0.038	0.024	0.015	0	0	0
9	-	0.769	0.44	0.22	0.11	0.057	0.03	0.017	0.01	0.006	0	0	0
10	1	0.231	0.066	0.022	0.008	0.003	0.002	0.001	0	0	0	0	0

Из данных рисунка и таблицы видно, что функция $P(x_1, x_2)$ имеет изменяющиеся значения максимумов («гребень» функции), для которых впоследствии могут быть найдены минимумы для определения значений критерия (2.7).

В результате решения задачи (5.1), (5.2) методом ортогональных конусов, описанным в разделе 2.1, получаем множество паретооптимальных решений в пространстве критериев, представленное на рис. 5.2.

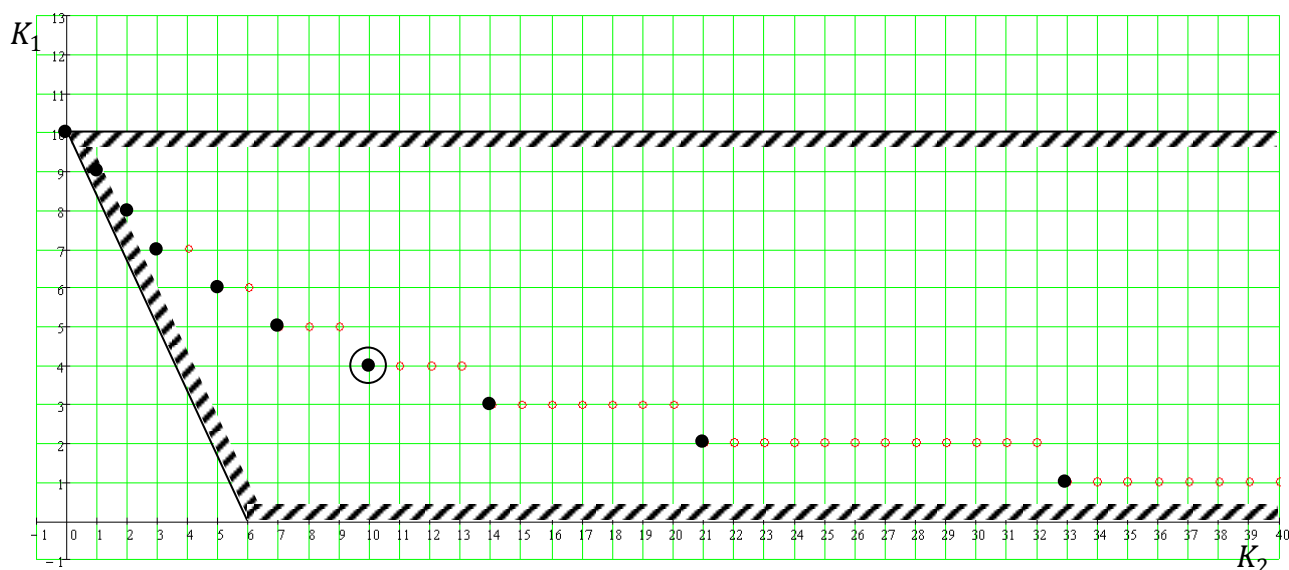


Рис. 5.2

Множество паретооптимальных решений задачи представлено в табл. 5.2.

Таблица 5.2

Наивероятнейшее количество потерянных СВН, x_1	Количество АЛЦ в группе, x_2	Значение критерия K_1	Значение критерия K_2	Количество АЛЦ, прикрывающих один СВН, ед
0	∞	0	∞	∞
1	33	1	33	2.8
2	21	2	21	1.8
3	14	3	14	1.2
4	10	4	10	0.8
5	7	5	7	0.6
6	5	6	5	0.4
7	3	7	3	0.3
8	2	8	2	0.2
9	1	9	1	0.1
10	0	10	0	0.0

Наилучшим решением задачи, полученным с помощью метода «идеальной» точки [54] является решение

$$x_1^0 = 4, \quad x_2^0 = 10. \quad (5.3)$$

Это означает, что при применении смешанной группировки из 12 СВН и 10 АЛЦ наивероятнейшие потери среди СВН составят 4 единицы.

Результаты решения задачи, представленные в табл. 5.2 следует трактовать двумя способами:

1. Если при планировании операции вскрытия системы ПВО допускается максимальный уровень боевых потерь 2 из 12 СВН, то для обеспечения этого необходимо применение 21 АЛЦ для прикрытия СВН в процессе проведения операции.

2. Если для проведения операции вскрытия системы ПВО выделено 14 АЛЦ для прикрытия группы из 12 СВН, то ожидаемый уровень боевых потерь составит 3 СВН.

По результатам такой трактовки данных табл. 5.2, ЛПР (командир авиагруппы, руководитель операции и др.) должен выбрать наиболее рациональный вариант, исходя из неформализуемых условий проведения конкретной боевой операции. При затруднении выбора единственного решения, ЛПР может воспользоваться наилучшим решением задачи вида (5.3).

Видеоформы результатов решения задачи (5.1)-(5.2) с использованием комплекса программ эффективного применения АЛЦ (ЭПАЛЦ) представлены на рис. П2.1-П2.4.

5.2 Оценка потерь и продолжительности операции с применением АЛЦ

По результатам расчета потребного количества АЛЦ определим с помощью разработанной в разделе 2.2 модели продолжительность проведения данной операции.

Пусть по результатам примера раздела 5.1 для проведения операции вскрытия системы ПВО выделено $N = x_2^0 = 10$ АЛЦ. По данным разведки известно, что система ПВО состоит из $K_{ЗРК} = 3$ СОУ ЗРК «Бук-М1» [45].

Определим требуемое время τ_1 вскрытия позиций ЗРК, при котором АЛЦ осуществляют полет с опережением ударной группы для имитации лидерной группы СВН. При этом для противодействия АЛЦ будут задействованы все $K_{\text{ЗРК}}^1 = 3$ СОУ ЗРК «Бук-М1».

Также определим время τ_2 вскрытия системы ПВО, при котором АЛЦ осуществляют полет в смешанном строю с СВН. Предположим, что в данном случае противодействовать им будет $K_{\text{ЗРК}}^2 = 1$ СОУ, а остальные будут направлены на уничтожение СВН.

Известно, что канальность по цели ЗРК «Бук-М1» составляет $K = 2$, а средний цикл стрельбы составляет $T_{\text{ц}} = 0.5$ мин [45]. Как и выше примем, что вероятность поражения цели типа «крылатая ракета» одной ракетой комплекса составляет $p_{\text{пор.ед.}} = 0.5$. Как правило, для поражения маневренной цели в условиях помех осуществляет стрельба очередью из $m = 2$ ракет.

Тогда в соответствии с выражением (2.10) интенсивность уничтожения АЛЦ средствами 3 СОУ ЗРК типа «Бук-М1» составляет:

$$\lambda = 3 \frac{2}{0.5} (1 - (1 - 0.5)^2) = 9 \text{ мин}^{-1}.$$

Коэффициент снижения огневой производительности ПВО (2.11) примет следующий вид:

$$\alpha(i) = \frac{1}{N - i + 1} = \frac{1}{11 - i}, \quad i = \overline{1, 10}.$$

Таким образом, интенсивности уничтожения целей в зависимости от количества АЛЦ в воздухе определяется согласно (2.12) как

$$\lambda_i = \frac{9}{11 - i} \text{ мин}^{-1}, \quad i = \overline{1, 10}.$$

Система дифференциальных уравнений (2.28), описывающая вероятности поражения i -й АЛЦ в каждый момент времени $t \geq 0$, конкретизируется следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{p}_0 &= -0.9p_0(t); & \dot{p}_5 &= -1.8p_5(t) + 1.5p_4(t); \\ \dot{p}_1 &= -p_1(t) + 0.9p_0(t); & \dot{p}_6 &= -2.25p_6(t) + 1.8p_5(t); \\ \dot{p}_2 &= -1.125p_2(t) + p_1(t); & \dot{p}_7 &= -3p_7(t) + 2.25p_6(t); \\ & & \dot{p}_8 &= -4.5p_8(t) + 3p_7(t); \end{aligned} \quad (5.4)$$

$$\dot{p}_3 = -\frac{9}{7}p_3(t) + 1.125p_2(t); \quad \dot{p}_9 = -9p_9(t) + 4.5p_8(t);$$

$$\dot{p}_4 = -1.5p_4(t) + \frac{9}{7}p_3(t);$$

В результате численного интегрирования системы (5.4) с начальными условиями (2.29), получаем следующие результаты, представленные на рис. 5.3 и в табл. 5.3.

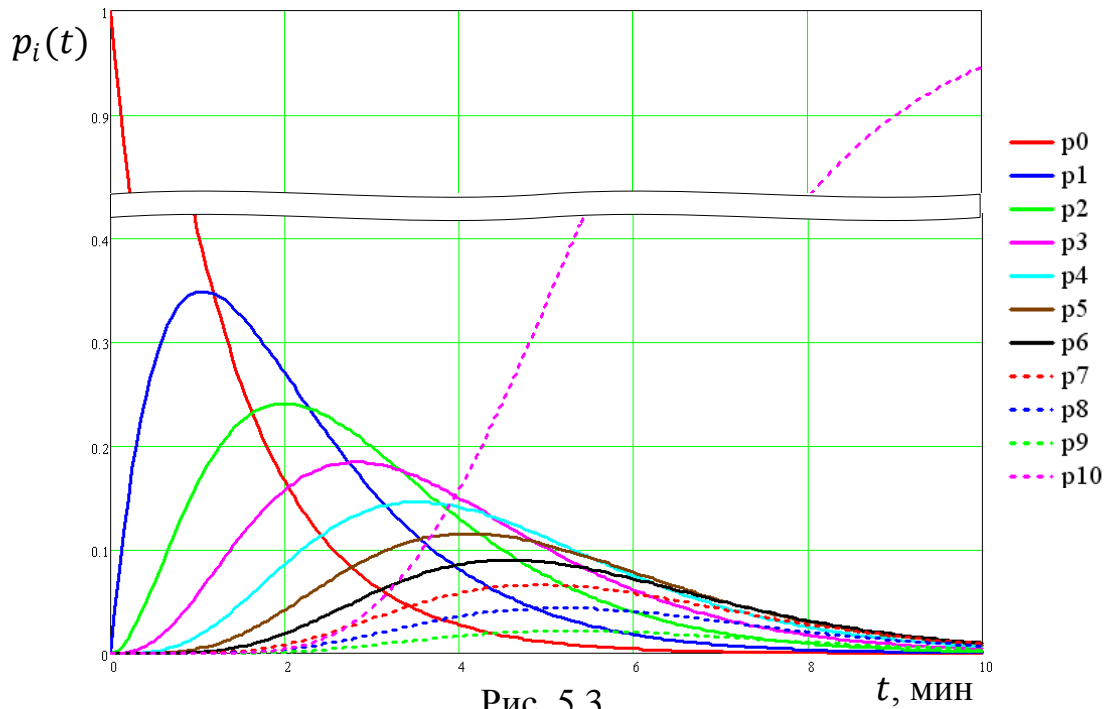


Рис. 5.3

Таблица 5.3

t	$p_0(t)$	$p_1(t)$	$p_2(t)$	$p_3(t)$	$p_4(t)$	$p_5(t)$	$p_6(t)$	$p_7(t)$	$p_8(t)$	$p_9(t)$	$p_{10}(t)$
0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1	0.407	0.348	0.164	0.058	0.017	0.005	0.001	0	0	0	0
2	0.165	0.27	0.241	0.158	0.086	0.042	0.02	0.009	0.004	0.002	0.004
3	0.067	0.157	0.199	0.183	0.139	0.093	0.058	0.034	0.018	0.008	0.044
4	0.027	0.081	0.13	0.15	0.141	0.115	0.086	0.058	0.036	0.017	0.159
5	0.011	0.039	0.075	0.101	0.111	0.105	0.088	0.066	0.044	0.022	0.338
6	0.005	0.018	0.04	0.061	0.075	0.078	0.072	0.058	0.04	0.021	0.532
7	0.002	0.008	0.02	0.034	0.045	0.051	0.05	0.043	0.031	0.016	0.699
8	0.001	0.004	0.01	0.018	0.026	0.031	0.032	0.028	0.021	0.011	0.82
9	0	0.002	0.005	0.009	0.014	0.017	0.018	0.017	0.013	0.007	0.899
10	0	0.001	0.002	0.004	0.007	0.009	0.01	0.009	0.007	0.004	0.946

Эти данные также иллюстрируют результаты Утверждения 2, приведенного в разделе 2.2 работы.

Найденные по данным табл. 5.3 и с использованием выражения (2.30) наивероятнейшие моменты времени уничтожения каждой из N АЛЦ группировки приведены в табл. 5.4

Таблица 5.4

Количество уничтоженных АЛЦ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Наивероятнейший момент времени уничтожения АЛЦ, t_i^* , мин	1.05	2.0	2.8	3.5	4.1	4.6	4.9	5.15	5.25	5.35

Отсюда следует, что при имитации АЛЦ лидерной группы СВН продолжительность фазы операции вскрытия позиций средств ПВО составит:

$$\tau_1 = 5 \text{ мин } 21 \text{ сек} \quad (5.5)$$

При полете АЛЦ в смешанном строю с СВН при $K_{ЗРК}^2 = 1$ интенсивность уничтожения АЛЦ в соответствии с выражением (2.10) примет вид:

$$\lambda = \frac{2}{0.5} (1 - (1 - 0.5)^2) = 3 \text{ мин}^{-1}.$$

Проведя аналогичные вычисления получаем наивероятнейшие моменты времени уничтожения АЛЦ, представленные в табл. 5.5

Таблица 5.5

Количество уничтоженных АЛЦ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Наивероятнейший момент времени уничтожения АЛЦ, t_i^* , мин	3.15	6.0	8.4	10.5	12.3	13.8	14.7	15.45	15.75	16.05

Как видно из таблицы, при полете АЛЦ в смешанном строю с СВН продолжительность фазы операции вскрытия позиций средств ПВО составит:

$$\tau_2 = 16 \text{ мин } 03 \text{ сек} \quad (5.6)$$

Величины τ_1 и τ_2 используются при планировании операции вскрытия системы ПВО (см. рис. 1.12) и выдаются ЛПР для принятия соответствующих решений при опеределении продолжительности различных фаз операции.

Видеоформы результатов решения задачи (5.4), (2.28), полученные с помощью комплекса программ (КП) ЭПАЛЦ, представлены на рис. П2.5-П2.7.

В случае, если продолжительность операции ограничена по времени, например $\theta=3$ мин, то количество уничтоженных за это время АЛЦ в соответствии с выражением (2.31) составит $\bar{N}=3$ АЛЦ.

5.3 Оптимизация числа АЛЦ, управляемых одним оператором воздушного пункта управления

В разделах 1.2 и 3.1 было предложено и обосновано применение ВПУ для управления АЛЦ в процессе решения боевой задачи. В разделе 2.3 приводится математическая модель функционирования системы «Оператор ВПУ – АЛЦ», представленная на рис. 2.4-2.5.

Для определения интенсивностей перехода между состояниями данной модели воспользуемся выражениями вида:

$$\lambda = \frac{1}{T_1}, \quad \mu = \frac{1}{T_2}.$$

Здесь T_1 – средний интервал времени, через который АЛЦ, совершающая автоматический программный полет, требует вмешательства оператора ВПУ в процесс управления, T_2 – средняя продолжительность такого сеанса управления.

Данные величины могут быть получены расчетным или экспериментальным путем для каждого типа АЛЦ. Например, для АЛЦ типа «Дань»М по результатам полигонных испытаний и эксплуатации известно, что она требует вмешательства оператора управления в среднем через $T_1 = 12$ мин. При этом анализ возникшей ситуации, принятие и реализация соответствующего решения занимает у оператора в среднем $T_2 = 1.5$ мин.

Исследование поведения системы (2.32)-(2.34) в динамическом режиме при различных значениях данных характеристик, а также при одновременном управлении $n = 2, 4, 6$ АЛЦ представлено на рис. 5.4.

Время перехода данной системы в установившийся режим при исходных данных варианта, представленного на рис. 5.4, δ , и среднее количество заявок на управление АЛЦ, находящееся в это время в системе, приведено в табл. 5.6.

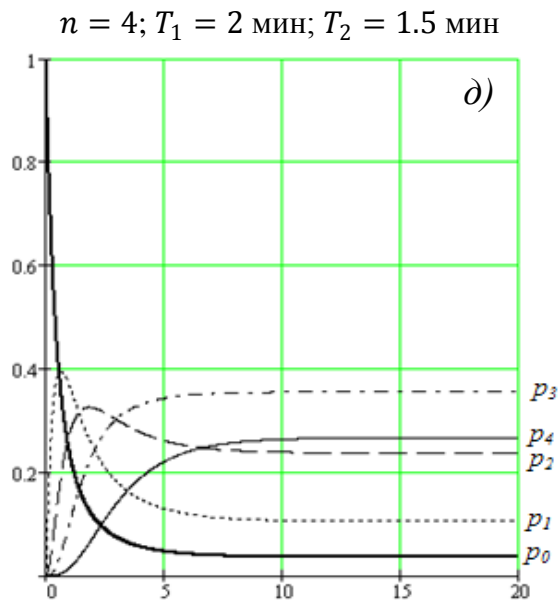
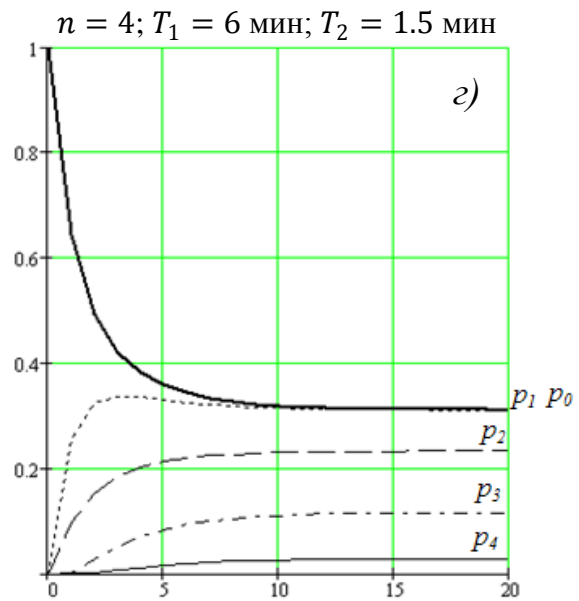
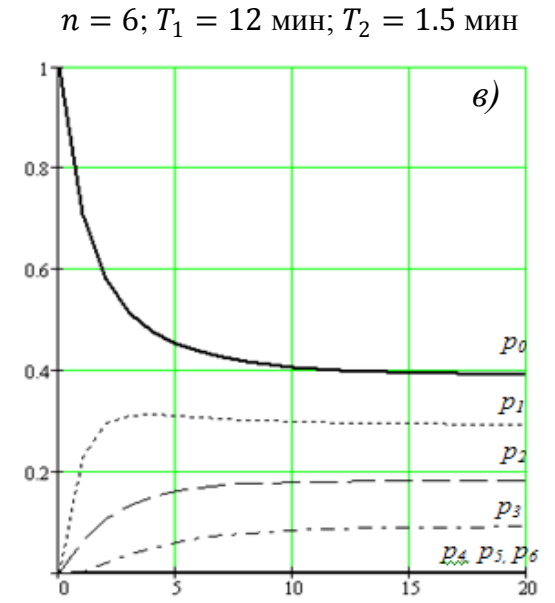
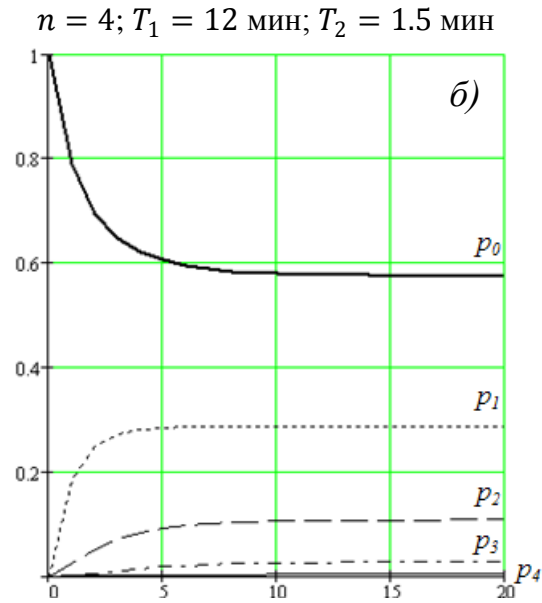
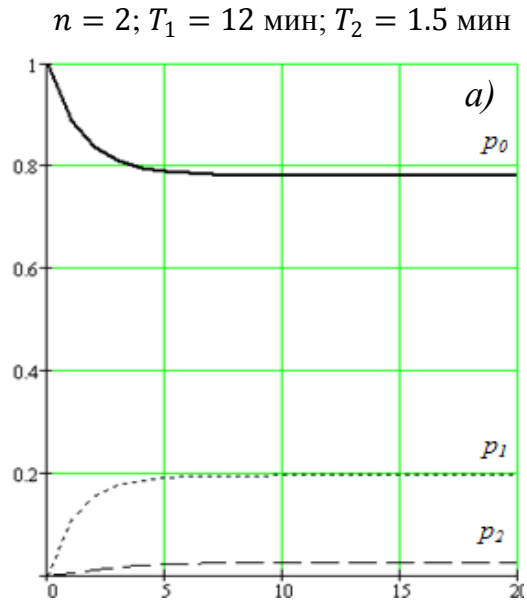


Таблица 5.6

Среднее количество заявок в системе	Время полета АЛЦ, мин
0	0
1	0.7
2	1.8
3	>10.3
4	>12.4

Рис. 5.4

Видеоформы результатов моделирования неустановившегося режима работы системы, проведенного с помощью комплекса программ ЭПАЛЦ, представлены на рис. П2.8-П2.11.

В соответствие с рис. 1.12 для планирования операции вскрытия системы ПВО противника рассчитаем необходимое количество ВПУ для управления группировкой АЛЦ численностью $x_2^0 = 10$, полученной в разделе 5.1.

При этом воспользуемся значениями продолжительности операции $\tau_1 = 5$ мин 21 сек и $\tau_2 = 16$ мин 03 сек, полученными в разделе 5.2. Для первого случая, при котором τ_1 достаточно мало, необходимо применение динамической модели системы. Для второго возможно применение статической модели.

Рассмотрим оптимизацию работы системы «Оператор ВПУ – АЛЦ» в неустановившемся режиме при продолжительности операции $\tau_1 = 5$ мин 21 сек.

Двухкритериальная задача (2.44)-(2.49) выбора оптимального числа АЛЦ, управляемых одним оператором ВПУ, решена при следующих исходных данных:

$\lambda = 0,083 \text{ мин}^{-1}$; $\mu = 0,667 \text{ мин}^{-1}$; $T = \tau_1 = 5 \text{ мин } 21 \text{ сек}$; $N = x_2^0 = 10$; $n = \overline{1,10}$.

Полученное множество паретооптимальных решений задачи приведено на рис. 5.5 и в табл. 5.7.

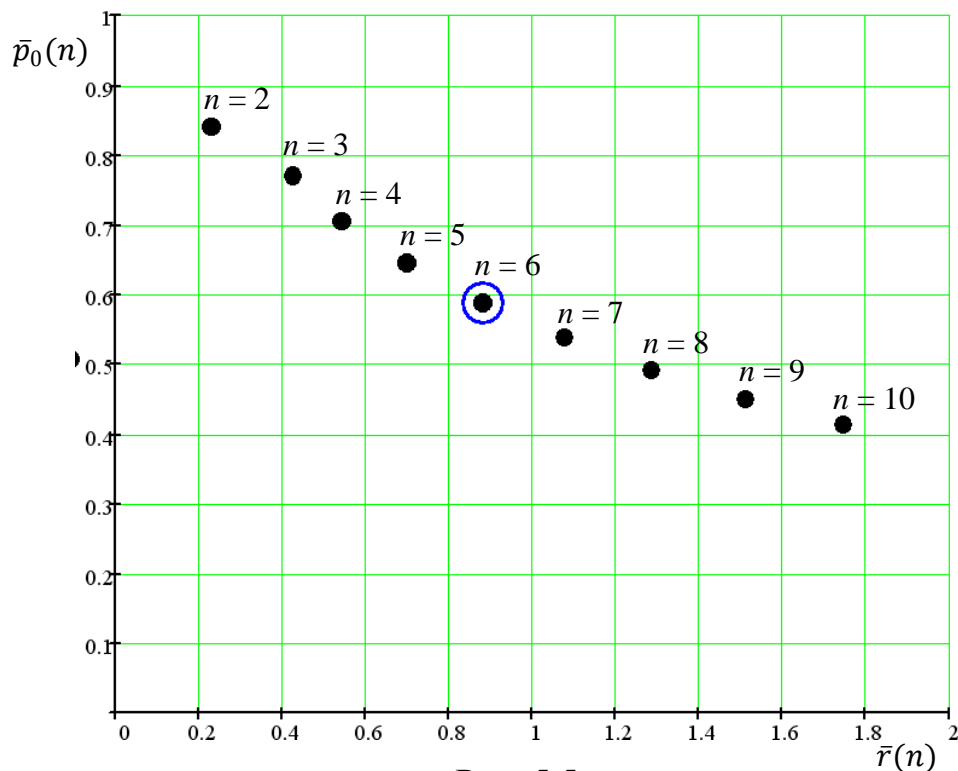


Рис. 5.5

Таблица 5.7

Количество управляемых оператором АЛЦ, n	Вероятность незанятости оператора, $\bar{p}_0(n)$	Средняя длина очереди АЛЦ, $\bar{r}(n)$
2	0.842	0.231
3	0.771	0.424
4	0.705	0.542
5	0.645	0.7
6	0.589	0.88
7	0.539	1.076
8	0.493	1.286
9	0.451	1.509
10	0.414	1.744

Методом идеальной точки получено единственное оптимальное решение:

$$n^0 = 6, \quad \bar{p}_0^0(6) = 0.585, \quad \bar{r}^0(6) = 0.88, \quad (5.7)$$

означающее, что оптимальное количество АЛЦ, управляемых одним оператором ВПУ, составляет 6 АЛЦ при вероятности его незанятости в каждый момент времени 0.585 и средней длине очереди 0.88 ожидающих обслуживания АЛЦ.

Отсюда в соответствие с выражением (2.57) потребное количество ВПУ для проведения операции вскрытия системы ПВО с применением $x_2^0 = 10$ составляет

$$N_{\text{ВПУ}}^1 = 2. \quad (5.8)$$

Рассмотрим задачу оптимизации работы системы «Оператор ВПУ – АЛЦ» в установившемся режиме при тех же исходных данных, что и в предыдущем примере для операции большой продолжительности $\tau_2 = 16$ мин 03 сек.

Критерии (2.52), (2.53) конкретизируются как:

$$p_0(n) = [1 + 0.124n + 0.015n(n - 1) + \dots + 8.9 \cdot 10^{-10}n!]^{-1} \rightarrow \min \quad (5.9)$$

$$r(n) = n - 9.064(1 - p_0(n)) \rightarrow \min \quad (5.10)$$

Для наглядности построим графики зависимостей (5.9) и (5.10) от количества АЛЦ, управляемых оператором ВПУ при $n \in [1, 10]$.

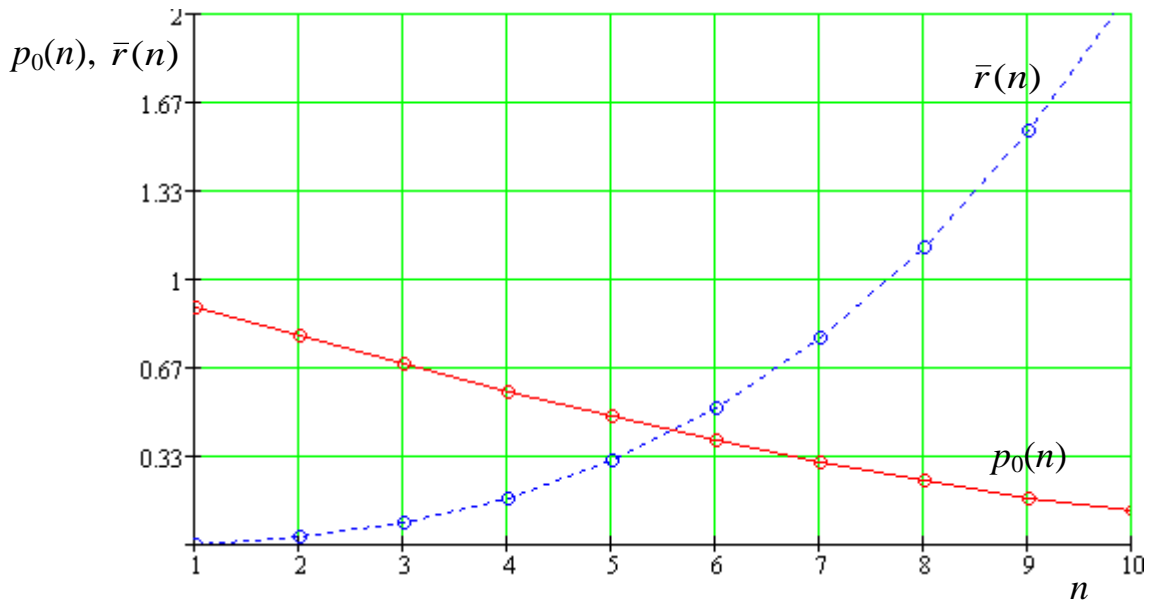


Рис. 5.6

Из графиков, представленных на рис. 5.6 следует, что вероятность p_0 с ростом n убывает практически линейно, а средняя длина $\bar{r}(n)$ очереди АЛЦ возрастает. Следует отметить, что для рассматриваемых исходных данных в очереди находится больше одного АЛЦ только при $n \geq 8$, а точка пересечения этих кривых лежит в интервале $[5,6]$.

Решая задачу (2.52) – (2.54) путем сведения ее к задаче (2.55), (2.56) при значениях параметра свертки $\alpha \in (0,1)$, получаем множество паретооптимальных решений, представленных на рис. 5.7 и в табл. 5.8.

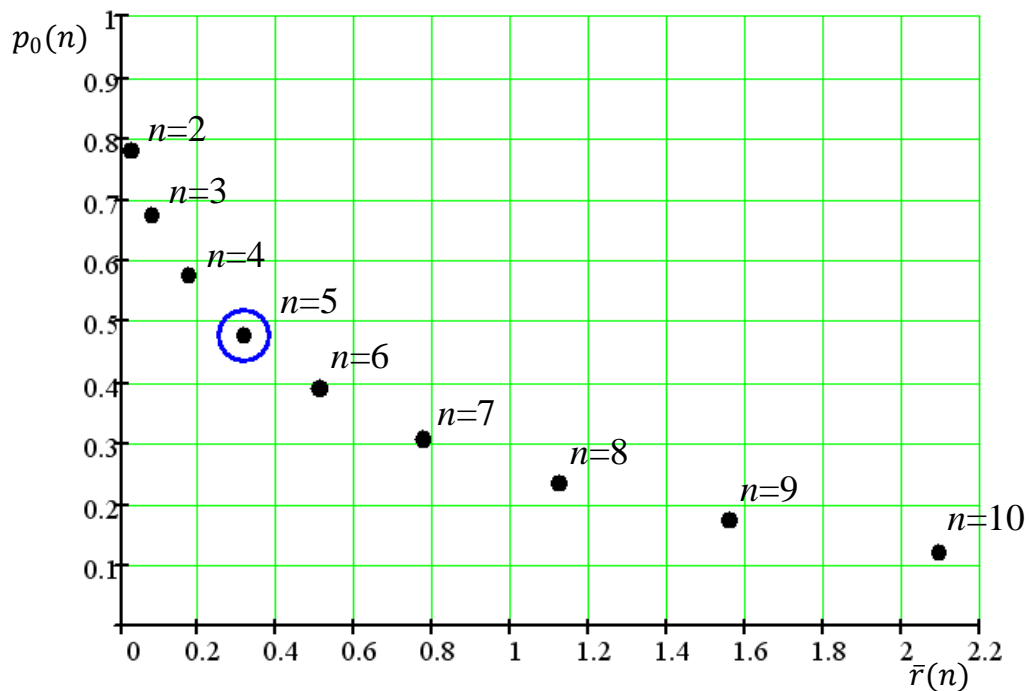


Рис. 5.7

Таблица 5.8

Количество управляемых оператором АЛЦ, n	Вероятность незанятости оператора, $\bar{p}_0(n)$	Средняя длина очереди АЛЦ, $\bar{r}(n)$
2	0.78	0.024
3	0.675	0.079
4	0.575	0.172
5	0.479	0.311
6	0.39	0.508
7	0.308	0.773
8	0.236	1.12
9	0.173	1.558
10	0.122	2.095

В данном случае наилучшим решением является точка:

$$n^0 = 5, \quad \bar{p}_0^0(6) = 0.479, \quad \bar{r}^0(6) = 0.311, \quad (5.11)$$

означающее, что оптимальное количество АЛЦ, управляемых одним оператором ВПУ, составляет 5 АЛЦ при вероятности его незанятости в каждый момент времени 0.479 и средней длине очереди 0.311 ожидающих обслуживания АЛЦ.

Следует отметить, что решения задачи для динамической и статической моделей в моменты времени $\tau_1 = 5$ мин 21 сек и $\tau_2 = 16$ мин 03 сек отличаются вследствие того, что в первом случае присутствуют неустановившиеся значения вероятностей $p_i(t)$, $i = \overline{0, N}$, которые продолжают изменяться после момента времени τ_1 и приобретают постоянные установившиеся значения к моменту времени τ_2 .

В соответствие с формулой (2.57) количество ВПУ, необходимое для управления группировкой $x_2^0 = 10$ АЛЦ, действующей в единых боевых порядках с СВН при проведении операции вскрытия системы ПВО противника также составит

$$N_{\text{ВПУ}}^2 = 2. \quad (5.12)$$

Видеоформы результатов оптимизации работы системы, проведенной с помощью комплекса программ ЭПАЛЦ, представлены на рис. П2.12-П2.13.

5.4 Пример аналитического проектирования авиационного комплекса «Самолет-носитель – АЛЦ воздушного старта»

Для обеспечения возможности выбора типов применяемых АЛЦ и их самолетов-носителей при планировании операции вскрытия системы ПВО (см. рис. 1.12) необходимо определение оптимальных проектных параметров АК «Самолет-носителя – АЛЦ» в соответствие с математической моделью, предложенной в разделе 4.1.

Для определения массогабаритных характеристик АЛЦ в соответствие с выражениями (4.1) в качестве исходных данных возьмем характеристики потенциальных самолетов-носителей АЛЦ и их типовых АСП [99], которые можно разместить на элементах подвески в количестве более двух (табл. П1.3).

Следуя пунктам 1-2 алгоритма из раздела 4.1, при заданном множестве $N = 8$ самолетов-носителей, определим следующие совокупности числовых значений искомых параметров АЛЦ в использованием выражений (4.15) и данных табл. П1.2:

$$\{m_{\text{АЛЦ}j} | j = \overline{1,8}\} = \{875; 440; 666; 666; 571; 900; 400; 375\};$$

$$\{d_{\text{АЛЦ}j} | j = \overline{1,8}\} = \{380; 360; 400; 400; 400; 380; 520; 520\};$$

$$\{l_{\text{АЛЦ}j} | j = \overline{1,8}\} = \{4150; 4700; 4780; 4780; 4780; 4200; 3166; 2900\}.$$

Регрессионная зависимость (4.11) на исходных статистических данных по существующим образцам АЛЦ (см. табл. П1.2) конкретизируется в виде:

$$T_{\text{АЛЦ}} = 125,58 + 0,34m_{\text{АЛЦ}} - 10,85\sqrt{m_{\text{АЛЦ}}} + 66116,17/l_{\text{АЛЦ}} - 2,13\sqrt{d_{\text{АЛЦ}}}. \quad (5.13)$$

В соответствие с пп. 3-4 алгоритма используем зависимость (5.13) и выражения (4.12), (4.13) для построения множества G задачи, состоящего из точек с координатами:

$$\{(T_{\text{АЛЦ}}^j, C^j, W^j) | j = \overline{1,8}\} = \{(76,5; 15; 8); (21,2; 6; 11); (43,2; 35; 12); (43,2; 36; 12); (31,7; 24; 7); (80,3; 35; 10); (16,9; 12; 5); (17,2; 10; 8)\}. \quad (5.14)$$

Как указано в п.5 алгоритма используя множество (5.14) с помощью выражений (4.14) выделим множество паретооптимальных решений задачи вида (4.17), представленное в табл. 5.9.

Таблица 5.9

Индекс самолета-носителя, s	Стоимость самолета-носителя, C^s , млн. долл.	Количество размещаемых на подвеске АЛЦ, W^s	Продолжительность полета АЛЦ, $T_{АЛЦ}^s$, мин
1	15	8	76,5
2	6	11	21,2
3	35	12	43,2
6	35	10	80,3
8	10	8	17,2

Далее, используя регрессионные зависимости вида (4.18), принявшие на исходных данных табл. П1.2 следующий вид:

$$l_{кр}^{АЛЦ} = 3684 + 8,486m_{АЛЦ} - 277,95\sqrt{m_{АЛЦ}};$$

$$m_{ц.о.}^{АЛЦ} = 97,6562 + 0,4052m_{АЛЦ} - 16,9541\sqrt{m_{АЛЦ}} + 5,3067\sqrt{d_{АЛЦ}}; \quad (5.15)$$

$$P_{АЛЦ} = -14849,2 - 10,7T_{АЛЦ} + l_{АЛЦ} - 10,3d_{АЛЦ} + 3140,7 \ln m_{АЛЦ},$$

определим для каждого s -го паретооптимального варианта АК значения дополнительных проектных параметров АЛЦ, таких как размах крыла, масса целевого оборудования и тяга маршевого двигателя:

$$\{l_{кр}^{АЛЦ} | s = 1,2,3,6,8\} = \{2887; 1588; 2163; 2983; 1484\};$$

$$\{m_{ц.о.}^{АЛЦ} | s = 1,2,3,6,8\} = \{54,1; 21; 36,1; 57,2; 42,3\}; \quad (5.16)$$

$$\{P_{АЛЦ} | s = 1,2,3,6,8\} = \{5844; 5032; 5767; 5942; 1125\}.$$

Анализ точности регрессионных зависимостей (5.13) и (5.15) показал, что на исходных данных табл. П1.2 максимальная относительная ошибка определения времени полета составляет 0.77%, размаха крыла 31.5%, массы целевого оборудования 25.2%, тяги двигателя 90.8%.

Невысокая точность расчета тяги двигателя по последней зависимости из выражений (5.15) объясняется малым размером выборки и большим разбросом статистических значений тяги существующих АЛЦ.

На основе данных табл. 5.9 и результатов (5.16) построим совокупность векторов P проектных параметров АЛЦ вида (4.19), содержащих основные массогабаритные и летно-технические характеристики АЛЦ, а также параметры самолета-носителя, представленные в табл. 5.10.

Таблица 5.10

Самолет-носитель	Стоим. самол.-носит. С, млн. долл.	Колич. носимых АЛЦ, W, ед.	Взлетная масса АЛЦ $m_{ALЦ}$, кг	Масса целевого оборуд. $m_{цo}$, кг	Тяга двигателя $P_{ALЦ}$, Н	Длина АЛЦ, $l_{ALЦ}$, мм	Диаметр фюзел. $d_{ALЦ}$, мм	Размах крыла $l_{кр}^{ALЦ}$, мм	Время полета $T_{ALЦ}$, мин
Су-24М2	15	8	875	54,1	5844	4150	380	2887	77
Су-25СМ	6	11	440	21	5032	4700	360	1588	21
Су-27СМК	35	12	666	36,1	5767	4780	400	2163	43
МиГ-31М	35	10	900	57,2	5942	4200	380	2983	80
Як-130	10	8	375	42,3	1125	2900	520	1484	17

По полученным результатам можно сделать следующие выводы. Выбранные типы самолетов-носителей АЛЦ являются оптимальными по критериям стоимости, количества носимых АЛЦ и продолжительности полета АЛЦ, возможных для размещения на подвеске данных самолетов-носителей.

Массогабаритные характеристики размещаемых на подвеске АЛЦ не превышают значений соответствующих параметров штатных АСП самолетов-носителей, вследствие чего оказывают минимальное влияние на их ЛТХ.

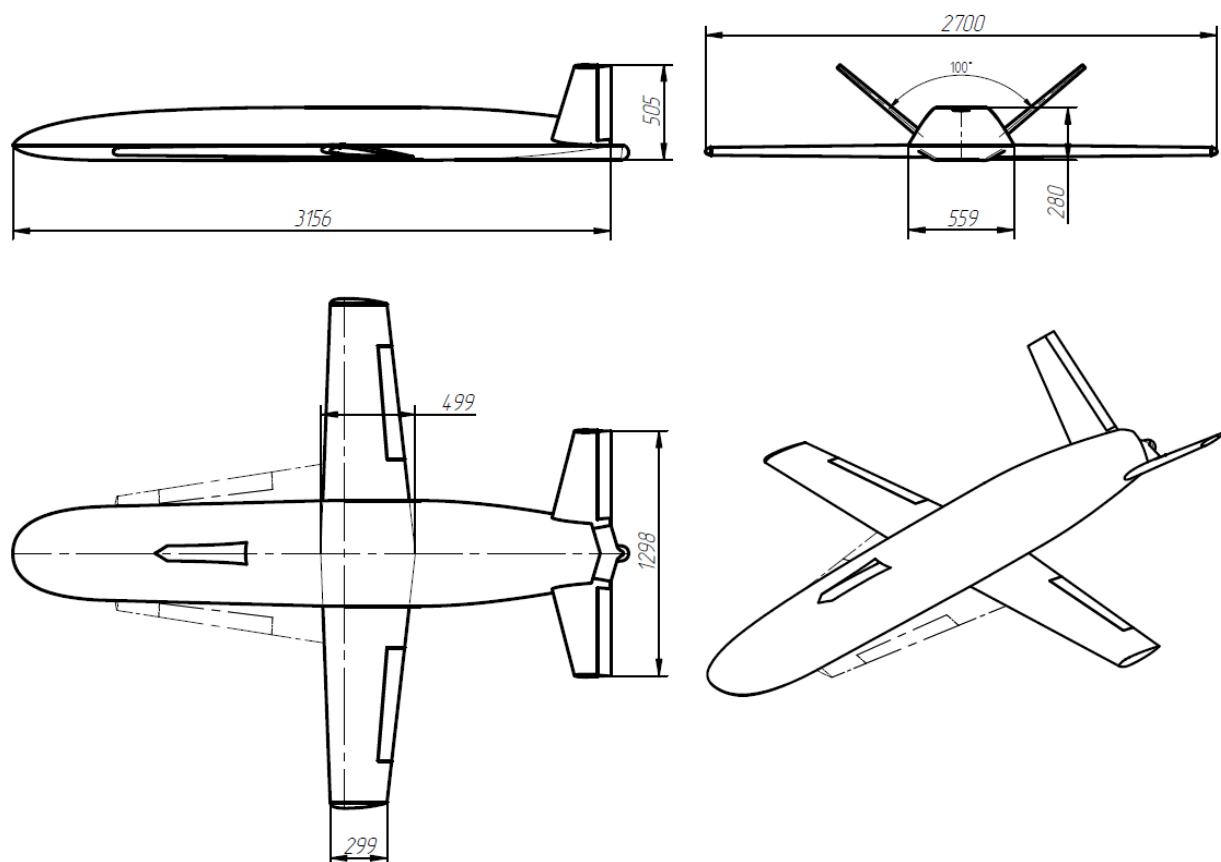


Рис. 5.8

Также проектировщику предоставляются дополнительные проектные параметры АЛЦ, такие как потребная тяга двигателя, масса целевого оборудования и размах крыла в разложенном состоянии, рассчитанная с помощью регрессионных зависимостей на основе статистических данных по существующим образцам АЛЦ.

Из предложенных вариантов векторов проектных параметров нулевого приближения, представленных в табл. 5.10, проектировщик должен выбрать и с соответствующими корректировками сформировать рациональные облики АЛЦ для определенных типов самолетов-носителей.

В соответствие с выражением (4.20) определим необходимое количество самолетов-носителей, используемое при планировании операции вскрытия системы ПВО противника (см. рис. 1.12). Для осуществления старта $x_2^0 = 10$ АЛЦ, полученных в разделе 5.1, необходимо применение $N_{СН} = 1$ самолета-носителя типа Су-25, Су-27 и Миг-31 или $N_{СН} = 2$ самолетов-носителей типа Су-24 и Як-130.

Для оценки точности построенной модели и реализуемости полученных проектных параметров АЛЦ, было проведено обликовое проектирование АЛЦ для самолета-носителя типа Як-130. Полученный облик представлен на рис. 5.8 и более подробно описан в Приложении 3.

При этом значения некоторых проектных параметров АЛЦ скорректировались по отношению к расчетным так, как показано в табл. 5.11.

Таблица 5.11

Исходные данные	Взлетная масса АЛЦ $m_{АЛЦ}$, кг	Масса целевого оборуд. $m_{цo}^{АЛЦ}$, кг	Тяга двигателя $P_{АЛЦ}$, Н	Длина АЛЦ, $l_{АЛЦ}$, мм	Диаметр фюзел. $d_{АЛЦ}$, мм	Размах крыла $l_{кр}^{АЛЦ}$, мм	Время полета $T_{АЛЦ}$, мин
Расчетные параметры	375	42,3	1125	2900	520	1484	17
Проектные параметры	350	50	1176	3156	559	2700	28

По данным таблицы видно, что по результатам обликового проектирования характеристики АЛЦ изменились незначительно, что подтверждает достаточную для практического применения точность предложенной математической модели.

5.5 Решение задач создания АЛЦ-аналогов на базе пилотируемых СВН

При необходимости вскрытия позиций средств ПВО (см. рис.1.12), оснащенных оптико-электронными средствами, необходимо применение АЛЦ-аналогов по внешнему виду не отличающихся от ударных СВН.

Для этого рассмотрим примеры решения задачи выбора АЛЦ-аналога для имитации единичного СВН (4.21)-(4.25), (4.27)-(4.35), для имитации одного из классов СВН (4.21)-(4.22), (4.36)-(4.41), (4.27), (4.30), (4.32)-(4.35) и выбора универсальной АЛЦ-аналога для имитации нескольких классов СВН (4.43)-(4.53).

Рассмотрим пример решения задачи (4.21)-(4.25), (4.27)-(4.35).

В качестве имитируемого СВН выберем единственного представителя класса штурмовой авиации Су-25СМ, характеристики которого приведены в табл. П1.5.

В качестве самолетов для переоборудования в АЛЦ-аналоги будем рассматривать выведенные за штат, самолеты с малым остаточным ресурсом и законсервированные на базах резерва ВВС РФ [101; 102]. Перечень данных самолетов и их характеристики представлены в табл. П1.4.

В соответствие с этой таблицей выбор самолета для переоборудования предполагается производиться из $n = 8$ образцов СВН.

Ограничения (4.31)-(4.33) примут вид:

$$\sum_{j=1}^8 V_{min}^{(j)} x_j \leq 300, \quad \sum_{j=1}^8 V_{max}^{(j)} x_j \geq 984; \quad (5.17)$$

$$\sum_{j=1}^8 H_{min}^{(j)} x_j \leq 50, \quad \sum_{j=1}^8 H_{max}^{(j)} x_j \geq 7000; \quad \sum_{j=1}^8 r_j x_j \geq 650, \quad j = \overline{1,8}$$

Примем величину погрешности имитации уровня ЭПР как 10% от значения ЭПР имитируемого самолета, что для самолета Су-25СМ составит $\Delta\sigma = 0.1\sigma_{СВН} = 1 \text{ м}^2$. Тогда ограничение (4.39) конкретизируется как:

$$\sum_{j=1}^8 \sigma_{АЛЦ}^{(j)} x_j \leq 16.5. \quad (5.18)$$

Вследствие того, что данные по массе и объему демонтируемого оборудования многих АЛЦ-аналогов в открытом доступе отсутствуют, применим следующий метод определения значения этих величин.

Из работы [21] следует, что при переоборудовании самолета МиГ-23 в воздушную мишень М-23 масса демонтируемого оборудования составила 1107 кг при взлетной массе 14770 кг. При разработке беспилотного варианта самолета Як-130 масса демонтируемого оборудования составила в среднем 282 кг при взлетной массе 5700 кг.

Используя эти данные, построим аппроксимирующую зависимость массы демонтируемого оборудования m_j от взлетной массы АЛЦ-аналога $m_{\text{взл},j}$ как уравнение прямой, проходящей через две точки с координатами $(m^{\text{МИГ-23}}, m_{\text{взл}}^{\text{МИГ-23}})$ и $(m^{\text{ЯК-130}}, m_{\text{взл}}^{\text{ЯК-130}})$ вида:

$$m_j = 0.0909m_{\text{взл},j} - 236; \quad j = \overline{1,8}.$$

Используя эту зависимость и известную среднюю плотность радиоэлектронного оборудования $\rho_{\text{об}} = 2.7 \text{ кг/дм}^3$ [105], конкретизируем ограничения (4.32) на массогабаритные характеристики размещаемого и демонтируемого оборудования:

$$\sum_{j=1}^8 (0.09m_{\text{взл},j} - 236)x_j \geq 365. \quad (5.19)$$

Условия формирования векторов y_j и z_j , описывающих необходимость применения мероприятий по снижению ЭПР и установке РИЦ на борту АЛЦ-аналога, в соответствии с (4.36) и (4.40) конкретизируются как:

$$y_j = \begin{cases} 1, & 11 < \sum_{j=1}^8 \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j \leq 16.5 \text{ и } x_j = 1, \\ 0, & \text{в противном случае,} \end{cases} \quad (5.20)$$

$$z_j = \begin{cases} 1, & \sum_{j=1}^8 \sigma_{\text{АЛЦ}}^{(j)} x_j < 9 \text{ и } x_j = 1, \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases} \quad (5.21)$$

и при выполнении данных условий сами вектора примут следующие значения:

$$y_j = (0; 0; 0; 0; 0; 0; 0; 1; 0). \quad z_j = (0; 0; 0; 0; 1; 0; 0; 0; 0). \quad (5.22)$$

Исходя из того, что стоимость переоборудования СВН в АЛЦ-аналог оценивается в среднем в 2% от стоимости СВН, стоимостной коэффициент снижения радиолокационной заметности составляет $c_{ЭПР} = 8.5 \cdot 10^{-6}$ млн. долл./кг, а стоимость образца РИЦ оценивается в $C_{РИЦ}=300$ тыс. долл. для вычисления значений критерия (4.33) с учетом данных табл. П1.4 были получены следующие наборы коэффициентов:

$$c_j = (29.988; 3.57; 5.712; 6.12; 20.4; 40.8; 25.5; 0.51),$$

$$C_{ЭПР}^{(j)} = (3.332; 0.124; 0.549; 0.125; 0.065; 0.871; 0.286; 0.011), \quad (5.23)$$

$$C_{РИЦ} = 0.3, \quad j = \overline{1,8}$$

Коэффициенты для вычисления критериев располагаемого количества СВН (4.34) и минимальной длины разбега (4.35) исходя из данных табл. П1.4 принимают следующие значения для $j = \overline{1,8}$:

$$n_j = (90, 100, 201, 60, 300, 200, 100, 90),$$

$$l_j = (2100, 650, 650, 750, 1200, 650, 580). \quad (5.24)$$

С использованием коэффициентов (5.23) и (5.24) совместно с векторами (5.22) были получены значения критериев (4.33)-(4.35) образующие множество достижимости задачи, представленное в табл. 5.12.

Таблица 5.12

№ п/п	Наименование СВН	Стоимость АЛЦ-аналога, C , млн. долл.	Количество образцов в наличии, N , шт.	Длина разбега, L , м
2	Су-25	3.5	100	650
4	МиГ-23	6	60	750
5	МиГ-29	20.7	300	650
7	Су-27	25.786	100	650

Найденными с помощью метода ортогональных конусов паретооптимальными решениями задачи являются точки №2 и №5 с координатами (3.5; 100; 650) и (20.7; 300; 650) соответственно.

Полученные результаты можно трактовать следующим образом. Для создания АЛЦ-аналога самолета штурмовой авиации типа Су-25СМ могут быть выбраны следующие выведенные за штат самолеты:

– Су-25, обладающий минимальной стоимостью конечного образца 3.57 млн. долл., но имеющийся на базах резерва ВВС в количестве 100 ед.;

– Миг-29 стоимостью 20.7 млн. долл., но имеющийся в большем количестве на базах резерва 300 ед.

Из двух этих вариантов ЛПР должен выбрать наиболее рациональный с точки зрения практического использования АЛЦ-аналогов.

Результаты решения задачи в обобщенной постановке (4.21)-(4.22), (4.36)-(4.41), (4.27), (4.30), (4.32)-(4.35), позволяющей определять оптимальные АЛЦ-аналоги для имитации классов стратегической и военно-транспортной авиации, представлены в табл. 5.13 и 5.14 соответственно.

Таблица 5.13

№ п/п	Наименование СВН	Стоимость АЛЦ-аналога, C , млн. долл.	Количество образцов в наличии, N , шт.	Длина разбега, L , м
4	Миг-23	6.3	60	750
5	Миг-29	20.3	300	650
6	Миг-31	40.3	200	1200
7	Су-27	25.3	100	650

Таблица 5.14

№ п/п	Наименование СВН	Стоимость АЛЦ-аналога, C , млн. долл.	Количество образцов в наличии, N , шт.	Длина разбега, L , м
1	Ту-22М3	29.7	90	2100
3	Су-24	5.9	201	650
4	Миг-23	6.3	60	750
5	Миг-29	20.3	300	650
6	Миг-31	40.3	200	1200
7	Су-27	25.3	100	650

Следует отметить, что при решении данной задачи для выбора АЛЦ-аналога классов фронтовой бомбардировочной и истребительной авиации множество достижимости оказалось пустым вследствие значительного несоответствия в соответствии с (5.18) радиолокационных портретов

устаревших переоборудуемых СВН и современных представителей данных классов. Следовательно, для имитации данных классов СВН необходимо создание специальных АЛЦ-имитаторов на базе БЛА.

Выбор универсальной АЛЦ-аналога для имитации нескольких классов СВН в соответствие с моделью (4.43)-(4.53) будем проводить на множествах паретооптимальных решений задач, представленных в табл. 5.12-5.14.

Результаты выбора универсальной АЛЦ-аналога представлены в табл. 5.15.

Таблица 5.15

№ п/п	Наименование СВН	Стоимость АЛЦ-аналога, C , млн. долл.	Количество образцов в наличии, N , шт.	Длина разбега, L , м
5	Миг-29	20.3	300	650

В качестве вывода можно отметить, что для имитации самолетов парков штурмовой, стратегической и военно-транспортной авиации ВВС РФ можно использовать универсальную АЛЦ-аналог на базе выведенных за штат 300 самолетов Миг-29 стоимостью 20.3 млн. долл. каждый. При этом длина разбега 650 м позволяет ей осуществлять автоматический взлет с аэродромов 4 класса, располагающихся в прифронтовой полосе.

5.6 Примеры формирование оптимального типажа семейства АЛЦ по результатам конкурсного отбора проектов

При планировании операции вскрытия системы ПВО противника (см. рис. 1.12) для имитации применяемых типов СВН необходимо выбрать соответствующие АЛЦ из состава их семейства. Рассмотрим пример формирования оптимального типажа такого семейства на основе конкурсного отбора вариантов проектов, математическая модель которого предложена в разделе 4.3.

Пусть на конкурс подано $m = 7$ проектов АЛЦ, на основе которых необходимо сформировать оптимальный типаж семейства АЛЦ, имитирующих $n = 4$ класса СВН фронтовой и стратегической авиации, крылатые ракеты и БЛА.

На основе методики, приведенной в разделе 4.3, сформирована матрица $B = [b_{ij}]_{4 \times 7}$ соответствия имитационных характеристик СВН и АЛЦ представленная в табл. 5.16.

Таблица 5.16

Классы СВН (i) \ Проекты АЛЦ (j)	Проекты АЛЦ (j)						
	АЛЦ 1	АЛЦ 2	АЛЦ 3	АЛЦ 4	АЛЦ 5	АЛЦ 6	АЛЦ 7
Фронтовая авиация (ФА)	1	1	0	0	0	1	0
Стратегическая авиация (СА)	0	0	1	0	0	0	1
Крылатые ракеты (КР)	1	0	1	1	1	0	1
Беспилотные летательные аппараты (БЛА)	0	0	0	1	1	1	0

Ограничение (4.20) примет вид:

$$x_j \in \{0,1\}, \quad j = \overline{1,7} \quad (5.25)$$

С учетом табл. 5.16 условия (4.21) записываются как

$$\begin{aligned} x_1 + x_2 + x_6 &\geq 1; \\ x_3 + x_7 &\geq 1; \\ x_1 + x_3 + x_4 + x_5 + x_7 &\geq 1; \\ x_4 + x_5 + x_6 &\geq 1. \end{aligned} \quad (5.26)$$

Критерий оптимальности (4.22) конкретизируется следующим образом:

$$M = x_1 + x_2 + x_3 + x_4 + x_5 + x_6 + x_7 \rightarrow \min .$$

При формировании критерия (4.23) используем следующие условные значения стоимости предложенных АЛЦ в условных единицах:

$$c_1 = 30, c_2 = 80, c_3 = 90, c_4 = 20, c_5 = 70, c_6 = 60, c_7 = 50.$$

В этом случае целевая функция (4.23) запишутся как:

$$C = 30x_1 + 80x_2 + 90x_3 + 20x_4 + 70x_5 + 60x_6 + 50x_7 \rightarrow \min .$$

Свертка (4.24) этих критериев имеет вид:

$$L(x, \lambda) = \sum_{j=1}^7 \bar{c}_j(\lambda) x_j, \quad (5.27)$$

где \bar{c}_j с учетом (4.24) конкретизируется в виде следующих выражений:

$$\begin{aligned} \bar{c}_1(\lambda) &= 30 - 29\lambda, \quad \bar{c}_2(\lambda) = 80 - 79\lambda, \quad \bar{c}_3(\lambda) = 90 - 89\lambda, \\ \bar{c}_4(\lambda) &= 20 - 19\lambda, \quad \bar{c}_5(\lambda) = 70 - 69\lambda, \quad \bar{c}_6(\lambda) = 60 - 59\lambda, \quad \bar{c}_7(\lambda) = 50 - 49\lambda. \end{aligned} \quad (5.28)$$

Значения параметра свертки $\lambda \in [0,1]$ будем изменять с шагом $\Delta\lambda = 0,1$. Результаты решения на сетке одиннадцати значений λ задачи (5.27), (5.28), (5.26), (5.25) методом отсечений (метод Гомори) [90] представлены в табл. 5.17 и на рис. 5.9, где точка A – результат, полученный при $\lambda \in [0;0,4]$, а точка B – при $\lambda \in [0,5; 1]$.

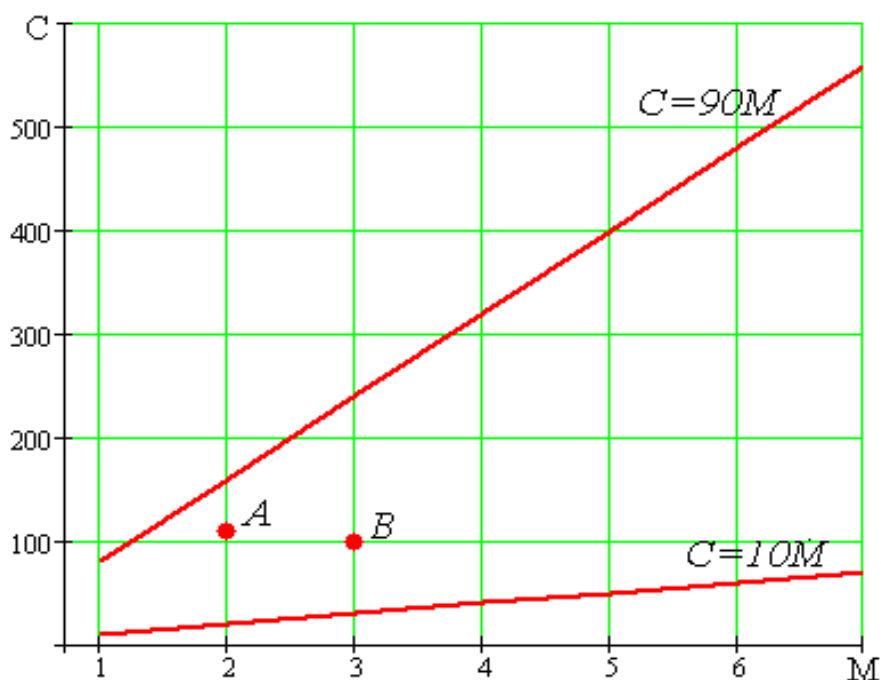


Рис. 5.9

Таблица 5.17

Параметр λ	Паретооптимальные решения								
	В пространстве решений							В пространстве критерия	
	x_1^0	x_2^0	x_3^0	x_4^0	x_5^0	x_6^0	x_7^0	M	C
0.0-0.4	0	0	0	0	0	1	1	2	110
0.5-1.0	1	0	0	1	0	0	1	3	100

Полученный результат следует трактовать следующим образом. Полное покрытие заданного множества СВН возможно с помощью создания двух вариантов семейств АЛЦ:

– на базе АЛЦ 6 (имитирующей ТА и БЛА) и АЛЦ 7 (имитирующей СА и КР) с суммарной стоимостью конечных образов, равной 110 условных единиц;

– на базе АЛЦ 1 (имитирующей ТА и КР), АЛЦ 4 (имитирующей КР и БЛА) и АЛЦ 7 (имитирующей СА и КР), суммарной стоимостью равной 100 условных единиц.

Из представленных вариантов семейств АЛЦ ЛПР должно выбрать наиболее рациональный вариант, исходя из значимости критериев количества АЛЦ в семействе или общей стоимости семейства АЛЦ.

Рассмотрим пример применения критерия продолжительности ОКР по созданию семейства АЛЦ (4.65), (4.60), (4.57) и (4.58).

Матрица B соответствия имитационных характеристик СВН и АЛЦ остается аналогичной представленной в табл. 5.16, откуда условия (4.21) конкретизируются аналогично представленным в предыдущем примере (5.26).

При формировании критерия (4.28) используем следующие условные значения продолжительности ОКР в месяцах по созданию АЛЦ: $d_1 = 12$, $d_2 = 8$, $d_3 = 26$, $d_4 = 15$, $d_5 = 31$, $d_6 = 9$, $d_7 = 22$. В этом случае целевая функция (4.28) примет вид:

$$D = 12x_1 + 8x_2 + 26x_3 + 15x_4 + 31x_5 + 9x_6 + 22x_7 \rightarrow \min .$$

Второй критерий (4.23) принимает значения аналогично предыдущему примеру:

$$C = 30x_1 + 80x_2 + 90x_3 + 20x_4 + 70x_5 + 60x_6 + 50x_7 \rightarrow \min .$$

Свертка критериев (4.28) примет вид

$$L(x, \lambda) = \sum_{j=1}^7 \bar{c}_j(\lambda) x_j, \quad (5.29)$$

где \bar{c}_j конкретизируется как:

$$\begin{aligned} \bar{c}_1(\lambda) &= 30 - 18\lambda, \quad \bar{c}_2(\lambda) = 80 - 72\lambda, \quad \bar{c}_3(\lambda) = 90 - 64\lambda, \\ \bar{c}_4(\lambda) &= 20 - 5\lambda, \quad \bar{c}_5(\lambda) = 70 - 39\lambda, \quad \bar{c}_6(\lambda) = 60 - 51\lambda, \quad \bar{c}_7(\lambda) = 50 - 28\lambda. \end{aligned} \quad (5.30)$$

Результаты решения на сетке одиннадцати задач (5.29), (5.30), (5.26), (5.25) методом отсечений (метод Гомори) [90] представлены в табл. 5.18 и на

рис. 5.10, где точка A – результат, полученный при $\lambda \in [0; 0,4]$, а точка B – при $\lambda \in [0,5; 1]$.

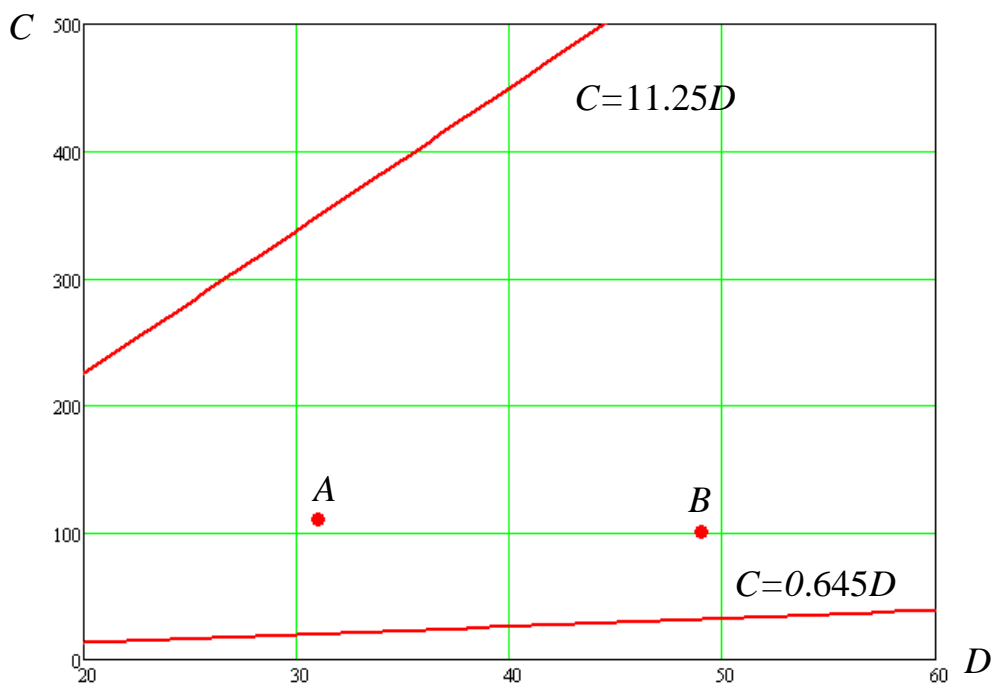


Рис. 5.10

Таблица 5.18

Параметр λ	Паретооптимальные решения								
	В пространстве решений							В пространстве критерия	
	x_1^0	x_2^0	x_3^0	x_4^0	x_5^0	x_6^0	x_7^0	M	C
0.0-0.4	0	0	0	0	0	1	1	31	110
0.5-1.0	1	0	0	1	0	0	1	49	100

Полученный результат следует трактовать аналогично приведенному выше способу.

Сравнивая результаты данных примеров можно заметить, что при разных критериях паретооптимальное множество составляют аналогичные решения. Данный факт обусловлен видом матрицы B (см. табл. 5.16), малые размеры которой и незначительный выбор вариантов покрытия оказывают большее влияние на результаты решения задачи, чем вид критериев оптимальности.

Из состава созданных по результатам решения задачи семейства АЛЦ при планировании операции вскрытия системы ПВО (см. рис. 1.12) выбираются АЛЦ, способные имитировать СВН ударной группы.

Заключение

В работе получены следующие основные результаты:

1. Проведен системный вопрос создания АЛЦ, в результате которого предложена оригинальная классификация БАК, введены понятия учебно-испытательного и боевого ИмБАК, определены их общие свойства и отличительные признаки, разработана классификация комплексов АЛЦ, относящихся к боевым ИмБАК, приведена краткая характеристика конструкций, состава систем и целевого оборудования, рассмотрены основные требования к проектированию АЛЦ, а также предложено дерево целей и задач применения, управления и создания АЛЦ, в котором отмечены основные задачи, решаемые в работе.

2. На основе анализа работ ведущих НИЦ МО РФ определены основные объекты противодействия АЛЦ и методы воздействия на них, рассмотрены способы боевого применения АЛЦ, один из которых подробно разобран на примере сценария вскрытия системы ПВО противника. Предложен граф связи задач, решаемых при планировании такой операции, обеспечивающий системную реализацию последовательности задач, решаемых в работе.

3. Предложено и обосновано применение ВПУ как перспективного средства управления АЛЦ, разработаны структура и функции аппаратно-программных средств БАРМ оператора ВПУ, сформулированы основные требования к созданию и применению ВПУ, предложен типовой алгоритм управления АЛЦ оператором ВПУ.

4. Для оценки необходимого количества применяемых АЛЦ разработана математическая модель оптимизации состава смешанной авиационной группировки СВН и АЛЦ по критериям минимального наивероятнейшего количества потерянных СВН и минимального количества применяемых в ее составе АЛЦ. Предложен численный метод решения сформулированной существенно нелинейной задачи с алгоритмическим вычислением первого критерия.

5. Для оценки продолжительности операции с применением АЛЦ разработана динамическая вероятностная модель оценки потерь АЛЦ на базе частного случая марковского процесса «гибели и размножения» с

изменяющимися интенсивностями перехода между состояниями. Сформулировано и доказано утверждение о свойствах предложенной модели.

6. Предложены динамическая и статическая модели функционирования системы «Оператор ВПУ – АЛЦ» в установившемся и неустойчивом режиме, на основе которых сформулированы задачи оптимизации количества АЛЦ, управляемых оператором ВПУ, по критериям минимума вероятности его незанятости и минимальной средней длины очереди заявок на управление АЛЦ.

7. Для имитации профилей полета реальных СВН разработана математическая модель определения программного управления АЛЦ в виде законов изменения тяги, углов атаки и крена, в которой в качестве исходных данных выступают записи пилотажных параметров бортового накопителя самолета-имитатора, выполнившего соответствующие маневры. Приведен пример формирования управлений АЛЦ типа «Дань»М на основе записей ЗБН самолета-имитатора Су-30МК2.

8. Для реализации системного подхода при создании АЛЦ предложена методика проведения аналитического проектирования комплекса «Самолет-носитель – АЛЦ», заключающаяся в оптимальном выборе типа самолета-носителя и определении вектора проектных параметров АЛЦ нулевого приближения на основе использования статистических данных по существующим образцам АЛЦ. Предложен алгоритм решения таких задач нелинейного дискретно-непрерывного программирования. Для оценки достоверности предлагаемого подхода проведено обливковое проектирование АЛЦ по одному из полученных векторов проектных параметров, показавшее достаточную для практического применения точность предложенной методики.

9. Разработана многокритериальная математическая модель линейного булевого программирования для создания АЛЦ-аналогов на основе оптимального выбора выведенных за штат СВН. Предложен обобщающий метод выбора универсальных АЛЦ-аналогов для имитации нескольких классов СВН на основе пересечений паретооптимальных множеств решений частных задач.

10. В соответствие со сформулированными принципами создания АЛЦ предложена математическая модель формирования оптимального типажа семейства АЛЦ на основе конкурсного отбора проектов, являющаяся обобщением

классической задачи о минимальном покрытии. Сформулировано и доказано утверждение о существовании паретооптимальных решений любой многокритериальной задачи о минимальном покрытии. Введено используемое в задаче определение покрытия двух векторов.

11. Предложенные математические модели апробированы на реальных данных с использованием разработанного комплекса программ, математических пакетов MathCAD и Statistica. Выполненные при решении этих задач вычислительные эксперименты показали адекватность предлагаемых моделей и методов и возможность их использования при создании БАК других типов.

12. Разработан комплекс программ эффективного применения АЛЦ, реализующий предлагаемые алгоритмы решения рассмотренных в работе задач.

Список литературы

1. Боевые комплексы беспилотных летательных аппаратов. Часть 1. Системная характеристика боевых комплексов беспилотных летательных аппаратов. Научно-методические материалы / Под. ред. *А.Н. Максимова*. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2005. 237 с.
2. Современная классификация российских БЛА // Первый Российский сайт о ракетной технике и технологии. URL: http://www.missiles.ru/UAV_class.htm (дата обращения: 15.08.2011).
3. Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets / Ed. by *K. Munson*. UK, 2005. Vol. 24. 974 p.
4. *Гомзин А.В., Михайлов С.А., Гущина Д.С.* Оценка состояния и развития воздушных мишеней для испытаний современных и перспективных комплексов вооружений // Изв. вузов. Авиационная техника. 2008. №4. С. 3–6.
5. *Платунов В.С.* Методология системных военно–научных исследований авиационных комплексов – М.: Издательство «Дельта», 2005. 344 с.
6. *Афанасьев П.П., Веркин Ю.В., Голубев И.С.* Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно–пилотируемые летательные аппараты) // Под ред. *И.С. Голубева* и *Ю.Е. Янкевича*. – М.: Издательство МАИ, 2006 526 с.
7. *Евграфов В.* Перспективы использования зарубежными вооруженными силами беспилотных летательных аппаратов для решения задач РЭБ // Зарубежное военное обозрение. 2009. №10. С. 53–58.
8. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. Изд. 2-е, перераб. и доп. / Под. ред. *И.С. Голубева* и *И.К. Туркина*. – М.: МАИ, 2008. 656 с.
9. Справочник «Беспилотная Россия – 2008» // Взлет. 2008. №1–2.
10. *Алексеев С.М.* Применение базовых технологий при проектировании комплексов наблюдения земной поверхности с использованием ДПЛА // Тез. докл. Всерос. научно-техн. конф. «Моделирование и обработка информации в технических системах». – Рыбинск, 2004. С. 3–7.

11. *Верба В.С., Алексеев С.М.* Современные принципы создания унифицированных многофункциональных комплексов с беспилотными летательными аппаратами // Первая всероссийская научно–техническая конференция «Комплексы с беспилотными летательными аппаратами России. Современное состояние и перспективы развития». Тезисы докладов. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006. С. 35.

12. *Ангельский Р.* «Вторая жизнь» зенитных ракет // Аэрокосмическое обозрение. 2004. №1. С. 116–120.

13. *Павлушенко М.И., Евстафьев Г.М., Макаренко И.К.* Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития. Научные записки ПИР-центра. – М.: Изд-во «Права человека», 2005. 610 с.

14. *Прокофьев С.* Подготовка операторов беспилотных летательных аппаратов // UAV.RU Беспилотная авиация. 2011. Спецвыпуск UVS–2011. С. 30–33.

15. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В., Салеев А.Б.* Беспилотные авиационные комплексы. II. Классификация, основные принципы создания и применения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. №3. С. 3–5.

16. *Моисеев Г.В., Кунишина Д.С.* Обзор существующих сверхзвуковых БЛА и БЛА воздушного базирования: Научно-технический отчет. Руководитель: Моисеев В.С. Шифр 1-08-03 – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2009. 44 с.

17. *Моисеев Г.В.* Системный анализ проблемы создания и применения авиационных ложных целей // Системный анализ, управление и навигация: тезисы докладов. – М.: Изд-во МАИ ПРИНТ, 2011. С. 32–34.

18. Исследование по оценке эффективности и конкурентоспособности воздушных мишеней, разработанных и разрабатываемых ОКБ «Сокол». Научно-технический отчет о НИР – Чкаловск.: 30 ЦНИИ МО РФ, 1998. 118 с.

19. *Куприянов А.И., Сахаров А.В.* Радиоэлектронные системы в информационном конфликте – М.: Вузовская книга, 2003. 528 с.

20. *Гомзин А.В., Михайлов С.А., Моисеев Г.В.* Формирование требований к воздушным мишеням на основе анализа характеристик существующих и перспективных СВН и комплексов вооружений // Вторая Всероссийская научно-техническая конференция «Комплексы с БЛА России. Современное состояние и перспективы развития»: Тезисы докладов. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2008. С. 35–36.

21. *Моисеев В.С., Гущина Д.С.* Материалы проработки предложений по возобновлению производства воздушных мишеней М–19 и М–21. Инженерная записка. – Казань:ОАО «ОКБ «Сокол», 2003. 23 с.

22. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В., Салеев А.Б.* К задаче формирования оптимального типажа воздушных мишеней // Изв. вузов. Авиационная техника. 2007. №3. С. 59–61.

23. *Владимиров В.И., Лихачев В.П., Шляхин В.М.* Антагонистический конфликт радиоэлектронных систем: методы и мат. модели / Под ред. *В.М. Шляхина* - М.: Радиотехника, 2004. 378 с.

24. *Вакин С.А., Шустов Л.Н.* Основы радиоэлектронной борьбы. Учебное пособие. Ч.1 – М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1998. 433 с.

25. Flares and Chaffs // Esterline Defense Technologies homepage. URL: <http://www.esterline.com/LinkClick.aspx?fileticket=B3-UdJdcgKY%3d&tabid=736> (дата обращения 07.09.2011).

26. *Щербак Н.* Противодействие современным управляемым зенитным ракетам с инфракрасным наведением // Электроника: наука, технология, бизнес. 2000. №5. С. 52-55.

27. *Палий А.И.* Радиоэлектронная борьба. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Воениздат, 1989. 350 с.

28. Jane's Radar and Electronic Warfare Systems / Ed. by *B. Bernard*. UK, 1989.

29. *Атражесов М.П., Ильин В.А., Марвин Н.П.* Борьба с радиоэлектронными средствами. – М.: Воениздат, 1972. 272 с.

30. *Степанов Ю.Г.* Противолокационная маскировка. – М.: Сов. радио, 1968. 144 с.

31. Активная буксируемая радиолокационная ловушка (АБРЛ) // Каталог продукции ФГУП «ЦНИРТИ им. Академика А.И. Берга». URL: www.cnirti.ru/catalog-10-17.htm (дата обращения 07.09.2011).

32. *Щербак Н.* Буксируемые ложные цели. Сверхсекретные технологии выходят на свет // *Электроника: наука, технология, бизнес.* 2000. №4. С. 42-45.

33. *Ильин В.* Полет «Беркута» // *Авиация и космонавтика.* 1998. №1. С. 3-7.

34. *Моисеев В.С., Салеев А.Б.* Основные направления разработки беспилотных авиационных комплексов на базе выведенных за штат пилотируемых образцов авиационной техники // «Авиакосмические технологии и оборудования». Материалы Международной научно-практической конференции. – Казань: Изд-во Казан. гос. тех. ун-та, 2006. С. 60–62.

35. Теоретические и инженерные основы аэрокосмической техники. Электронный учебник. [Электрон. ресурс] URL: http://kurs3.as-club.ru/aero/html/kurs_1207_0.html (дата обращения: 12.02.2009).

36. Управляемая ракета малой дальности Р-60 // *Ракетная техника. Информационная система.* URL: <http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/r60/r60.shtml> (дата обращения 08.08.2011).

37. *Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Основные принципы построения беспилотных авиационных комплексов // «Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий». Сборник материалов XVII Всероссийской межвузовской научно-технической конференции. Часть 1. – Казань: Отечество, 2005. С. 181–182.

38. *Гомзин А.В., Моисеев Г.В.* Особенности методологии проектирования комплексов воздушных мишеней // 9-я международная конференция «Авиация и космонавтика – 2011». Москва. Тезисы докладов. – СПб: Мастерская печати, 2010. С. 36–37.

39. Изделие «Дань М4». Исходные данные для моделирования. 5М54-0000-00РА1 – Казань: ОАО «Сокол», 2001. 43 с.
40. Техническая информация – М.: ЦАГИ, 1992. № 1, 2, 11, 12.
41. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В., Салеев А.Б.* Беспилотные авиационные комплексы. I. Структура и организация функционирования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. №2. С. 3–7.
42. Беспилотные летательные аппараты / Под ред. *Л.С. Чернобровкина* - М.: Машиностроение, 1967. 440 с.
43. *Шафигуллин Р.Р., Гущина Д.С.* Оптимизация размещения основных наземных элементов информационных беспилотных авиационных комплексов // Материалы VI Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2011». Т1. - Казань: Изд-во КГТУ-КАИ, 2011. С. 92-99.
44. «Кольчуга» в цифрах и фактах // Defense Express. URL: <http://www.defense-ua.com/rus/hotnews/?id=8909&prn=yes>. (дата обращения 08.08.2011).
45. «Бук» (9К37, SA-11, Gadfly), зенитный ракетный комплекс // Оружие России. Каталог вооружения, военной и специальной техники. URL: <http://www.arms-expo.ru/site.xp/049055056048124051054054.html> (дата обращения 08.08.2011).
46. *Ван Брант Л.Б.* Справочник по методам радиоэлектронного подавления и помехозащиты систем с радиолокационным управлением / Перевод № 432 под ред. *Лядкина Ю.С.*, 1987.
47. *Моисеев В.С., Моисеев Г.В.* Основные задачи создания и применения авиационных ложных целей // Всероссийская научно–техническая конференция 8-е Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2007. Т. 2. С. 192–193.
48. *Моисеев Г.В.* Некоторые математические модели и методы применения авиационных ложных целей // XVI Туполевские чтения: Международная молодежная научная конференция. Труды конференции. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2008 Том 3. С. 23–25.

49. *Моисеев Г.В., Седельников Ю.Е., Веденькин Д.А., Булатов Д.Х., Васильев С.В.* Свойства разреженных сфокусированных антенных решеток и варианты их применения: Научно-технический отчет. Руководитель: Моисеев В.С. Шифр 1-08-04 – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2010. 34 с.

50. *Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Алгоритм выполнения полетного задания беспилотным летательным аппаратом // Сборник трудов Всероссийской молодежной научной конференции с международным участием «VIII Королевские чтения». – Самара: Изд-во Самарск. гос. аэрокосмич. ун-та им. С.П. Королева, 2005. С. 20.

51. *Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Программирование траекторий движения беспилотного летательного аппарата в вертикальной плоскости // Тезисы докладов Международной молодежной научной конференции, посвященной тысячелетию города Казани «Туполевские чтения». – Казань: Изд-во Казан. гос. тех. ун-та, 2005 С. 8–9.

52. *Моисеев Г.В.* Программирование траекторий движения беспилотных летательных аппаратов в горизонтальной плоскости // XIV Туполевские чтения. Международная молодежная научная конференция. Материалы конференции. – Казань: Изд-во Казан. гос. тех. ун-та, 2006. Т. 1. С. 16–17.

53. *Моисеев Г.В.* Обратная задача динамики управляемого движения беспилотного летательного аппарата в вертикальной и горизонтальной плоскостях // XXXII Гагаринские чтения. Научные труды международной молодежной научной конференции в 8 томах. – М.: МАТИ, 2006. Т. 2. С. 145.

54. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Основы теории создания и применения информационных беспилотных авиационных комплексов. – Казань: Изд-во МОиН РТ, 2010. 196 с.

55. *Емалетдинова Л.Ю., Матвеев И.В., Моисеев Г.В. и др.* Сбор, анализ информации по имеющимся техническим решениям в направлении разработки. Построение моделей компонентов интеллектуальной системы навигации и управления (ИСНУ). Отчет №1 о НИР № г/р 01201066176 – Казань : КГТУ им. А.Н. Туполева, 2010. 211 с.

56. *Емалетдинова Л.Ю., Матвеев И.В., Моисеев Г.В. и др.* Разработка алгоритмов функционирования компонент ИСНУ в целом и законов управления СБЛА. Отчет №2 о НИР № г/р 01201066176. – Казань : КГТУ им. А.Н. Туполева, 2011. 256 с.

57. *Погосян М.А., Братухин А.Г., Савельевских Е.П.* Проектирование авиационных комплексов с применением информационных технологий // *Авиационная промышленность*. 2004. №2. С. 14–23.

58. *Гущина Д.С.* Системный подход к решению проблемы эффективного применения беспилотных авиационных комплексов // *Сб. трудов X Международ. научно–практич. конференции «Системный анализ в проектировании и управлении»*. – СПб, 2006 Ч. 3. С. 17–19.

59. *Александров Л.В. и др.* Системный анализ при создании и освоении объектов техники. – М.: НПО «Поиск», 1992. 88 с.

60. *Дабагян А.В.* Оптимальное проектирование машин и сложных устройств - М.: Машиностроение, 1979. 279 с.

61. Проектирование самолетов / Под ред. *С.М. Егера* - М.: Машиностроение, 1983. 616 с.

62. Справочник по основам радиолокационной техники / Под ред. *В.В. Дружинина* – М.: Воениздат, 1967. 768 с.

63. *Крутько П.Д.* Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные модели – М.: Наука, 1988. 328 с.

64. *Сентябров О.И., Малышев В.А.* Применение элементов искусственного интеллекта для решения задачи защиты самолета от управляемых ракет в воздушном бою // *Кибернетика и высокие технологии XXI века. Матер XII межд. научно-техн. конф.*, Т.2 – Воронеж: ВГТУ, 2011. С. 497-503.

65. *Моисеев В.С., Матвеев И.В.* Структура и функции перспективной интеллектуальной системы навигации и управления БЛА // *Кибернетика и высокие технологии XXI века. Матер XII межд. научно-техн. конф.*, Т.2 – Воронеж: ВГТУ, 2011. С. 622-631.

66. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Грибанова Е.Н.* Общие вопросы проектирования и применения беспилотных летательных аппаратов (обзор реферативного журнала «Воздушный транспорт» за 1999–2004 гг.): Научно-технический отчет. Шифр ПМ8-СМ-4 – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004. 51 с.

67. *Моисеев Г.В., Лукоянов В.С.* Комплекс программ формирования единого информационного пространства региона с помощью беспилотных средств мониторинга // Тезисы докладов Международной молодежной научной конференции «XII Туполевские чтения». – Казань: Изд-во Казан. гос. тех. ун-та, 2004. С. 12–13.

68. *Моисеев Г.В., Лукоянов В.С.* Программное обеспечение формирования единого информационного поля региона комплексом средств мониторинга воздушного пространства и подстилающей поверхности // Тезисы докладов Международной молодежной конференции «XXX Гагаринские чтения». – М.: МАТИ, 2004. Т. 9. С. 92–93.

69. *Беляев В.В., Ильин В.Е.* Российская современная авиация. Иллюстрированный справочник – М.: АСТ, 2002. 320 с.

70. *Моисеев Г.В.* Методика определения потребного числа авиационных ложных целей в составе авиационной группировки // Вторая всероссийская конференция «Комплексы с БЛА России. Современное состояние и перспективы развития»: Тезисы докладов. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2008. С. 73–74.

71. *Лихачев В.П., Пасмуров А.Я.* Формирование радиолокационных изображений летательных аппаратов при условии частичной когерентности сигнала // Радиотехника и электроника. 1999. Т. 44. № 3.

72. *Моисеев В.С., Альмухаметова А.Ф., Гущина Д.С., Мейко А.В.* Об одном методе формирования эффективных управленческих и проектных решений на дискретном множестве альтернатив // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2008. №1. С. 67–69.

73. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1962. 564 с.

74. Математическая энциклопедия / Под ред. *И.М. Виноградова* - М.: Советская энциклопедия, 1977. Т.1. 576 с.
75. *Гусейнов А.Б.* Эффективность крылатых ракет: учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2003. 96 с.
76. *Кофман А., Крюон Р.* Массовое обслуживание. Теория и приложения. – М.: Мир, 1965. 302 с.
77. *Зимин Г.В., Бурмистров, С.К., Букин Б.М.* Справочник офицера противовоздушной обороны – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Воениздат, 1987. 512 с.
78. *Вентцель Е.С.* Исследование операций. – М.: Сов. радио, 1972. 532 с.
79. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике (для научных работников и инженеров). – М.: Наука, 1974. 832 с.
80. *Полубояринов П.С., Курбасов А.М., Моисеев Г.В.* Инновационные подходы к подготовке операторов управления беспилотными летательными аппаратами // Технические и технологические системы: материалы международной научной конференции. – Краснодар: КубГАУ, 2009. Т. 38. С. 329–333.
81. *Моисеев Г.В.* Анализ и оптимизация работы системы «Оператор управления – беспилотные ЛА» // Всероссийская конференция молодых ученых и студентов «Информационные технологии в авиационной и космической технике – 2008». Тезисы доклада. – М.: Изд-во МАИ ПРИНТ, 2008. С. 3–4.
82. *Моисеев Н.Н.* Математические задачи системного анализа. – М.: Наука, 1978. 488 с.
83. *Моисеев Г.В.* Аналитическое проектирование авиационного комплекса «Самолет–носитель – авиационная ложная цель воздушного старта» // Современные технологии и материалы – ключевое звено в возрождении отечественного авиастроения: Сборник докладов международной научно-практической конференции. – Казань: Изд-во «Вертолет», 2010. Т. 1. С. 226–233.
84. *Моисеев Г.В., Полубояринов П.С.* Многокритериальный выбор самолета-носителя и основных проектных параметров авиационной ложной цели воздушного старта // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. №1. С. 3–8.

85. *Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Построение эмпирических зависимостей при проведении проектных исследований беспилотных авиационных комплексов // Всероссийская научно–практическая конференция 8-е Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. Материалы. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2007. Т. 2. С. 189–190.

86. *Демиденко Е.З.* Линейная и нелинейная регрессии. – М.: Финансы и статистика, 1981. 302 с.

87. *Гайнутдинов В.Г., Гайнутдинова А.В., Камалетдинов Н.Н.* Алгоритмы расчета некоторых летных характеристик и проектных параметров сверхлегкого самолета с поршневым двигателем // Изв. вузов Авиационная техника, 2009. №1. С. 63–65.

88. *Гомзин А.В., Моисеев Г.В.* Применение технологической унификации в процессе проектирования беспилотных авиационных комплексов // Современные технологии и материалы – ключевое звено в возрождении отечественного авиастроения: Сборник докладов международной научно-практической конференции. – Казань: Изд-во «Вертолет», 2010. Т. 1. С. 133–139.

89. *Кристофидес Н.* Теория графов: Алгоритмический подход. – М.: Мир, 1978. 432 с.

90. *Корбут А.А., Финкельштейн Ю.Ю.* Дискретное программирование. – М.: Наука, 1969. 368 с.

91. *Моисеев Г.В., Кунишина Д.С.* Задача оптимального выбора пилотируемого ЛА для переоборудования в беспилотную авиационную ложную цель // 2-я Всероссийская конференция ученых, молодых специалистов и студентов «Информационные технологии в авиационной и космической технике – 2009». – М.: МАИ, 2009. С. 15–16.

92. *Борисенко М.В., Украинец Е.А., Черных Ю.А.* Экспериментальное определение характеристик рассеяния модели самолета Ан–72 // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. 2010. №2 (24). С. 32–35.

93. Штурмовики «девяностых» // Paralay.com URL: <http://paralay.com/stat/sh90.doc>. (дата обращения 28.06.2011).
94. Строительные нормы и правила (СНИП 32-03-96). Аэродромы. 1997. 46 с.
95. Конкурсная документация на проведение закрытого конкурса на выполнение опытно-конструкторской работы. – М.: Управление Государственного заказа Министерства обороны РФ, 2010. 13 с.
96. Структура авиационного полка (на примере ИАП). Управление авиачасти // Форум «Военный рубеж». URL: <http://www.ryadovoy.ru/forum/index.php/topic,884.0.html> (дата обращения 08.08.2011).
97. Просчитываем модели сражений // URL: <http://www.avanturist.org/forum/index.php?PHPSESSID=99e9e9a7f4067b15e802acde36396c8f&topic=800.0>. (дата обращения 08.08.2011).
98. Аэромеханика самолета / Под. ред. *А.Ф. Бочкарева*. – М., Машиностроение, 1977. 416 с.
99. Уголок неба: Большая авиационная энциклопедия. [Электрон. ресурс] URL: <http://www.airwar.ru>. (дата обращения 08.08.2011).
100. Ракеты-мишени и мишенные комплексы ПВО России // Сайт Российской военной техники. URL: <http://www.rusarmy.com/pvo/mk.html> (дата обращения 23.04.2011).
101. The International Institute For Strategic Studies IISS. The Military Balance 2010. Nuffield Press, 2010. 492 p.
102. Вся российская авиация (по состоянию на август 2008 г) // URL: http://tipolog.atspace.com/doc_avia.htm (дата обращения 08.08.2011).
103. *Мoiseev Г.В.* Автоматизированная информационная система по летательным аппаратам, конструкторским решениям и композитным материалам // Современные технологии и материалы – ключевое звено в возрождении отечественного авиастроения: Сборник докладов международной научно-практической конференции. – Казань : Изд-во «Вертолет», 2010. Т. 1. С. 220–225.

104. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов – М.: Машиностроение, 1973. 616 с.
105. *Гридчин В.С.* Эскизное проектирование самолетов: учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2007. 76 с.
106. *Моисеев Г.В.* Вопросы применения авиационных ложных целей с функциями радиотехнической разведки // Радиоэлектронная борьба. Способы и средства: сборник статей по материалам докладов 21 межвузовской НПК «Перспектива-2011». – Воронеж: ВАИУ, 2011. С. 246–250.
107. *Стрелецкий А.* Беспилотная авиация сухопутных войск Франции // Зарубежное военное обозрение. 2000. №9.
108. *Белкин В., Мельник П.* Беспилотные боевые самолеты и боевая авиация 6-го поколения // Авиапанорама: междунар. авиац. -косм. журн. 2008. №6. С. 43-47.
109. Развитие беспилотной боевой авиации и роль информационных технологий в ее реализации (аналитический обзор по материалам зарубежных информационных источников) / Под ред. *Федосова Е.А.* – М.: ГосНИИАС, 2005. 374 с.
110. Обзор беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) – Чистополь: РК «Вектор», 2010. 351 с.
111. *Новиков Л.* Испытания транспортного БЛА вертолетного типа К-МАХ // Зарубежное военное обозрение. 2008. №11. С. 77.
112. О размещении заказов на поставки товаров, выполнение работ, оказание услуг для государственных и муниципальных нужд: Федеральный закон РФ от 21.07.2005 №94-ФЗ // Собрание законодательства Российской Федерации, 2005. № 27.
113. *Сыздыков Е.К., Гайнутдинов А.В.* Алгоритмы оптимизации проектных параметров беспилотных летательных аппаратов на ранней стадии проектирования // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2009. №3.
114. *Лихачев В.П., Анохин В. Д., Голубев С. В. и др.* Основы радиоэлектронной разведки в частях и подразделениях РЭБ - Воронеж: ВИРЭ, 2006. 600с.

115. *Халафян А.А.* STATISTICA 6. Статистический анализ данных. Учебное пособие: 3-е изд. – М.: Бином-Пресс, 2007. 512 с.
116. *Каримов А.Х.* Особенности проектирования беспилотных авиационных систем нового поколения // Электронный журнал «Труды МАИ», 2011. №47. 6 с. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=26769> (дата обращения 26.12.2011).
117. Практическая аэродинамика маневренных самолетов. Учебник для летного состава / Под общ. ред. *Лысенко Н.М.* – М.: Воениздат, 1977. 439 с.
118. *Айвазян С.А., Енюков И.С., Мешалкин Л.Д.* Прикладная статистика: Основы моделирования и первичная обработка данных. Справочное изд. – М.: Финансы и статистика, 1983. 471 с.
119. *Гнеденко Б.В.* Курс теории вероятностей – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. 447 с.
120. *Смирнов Н.В., Дунин-Барковский И.В.* Курс теории вероятностей и математической статистики – М.: Наука, 1969. 512 с.
121. *Кан Ю.С., Кибзун А.И.* Задачи стохастического программирования с вероятностными критериями – М.: Физматлит, 2009. 372 с.
122. *Сигал И.Х., Иванова А.П.* Введение в прикладное дискретное программирование – М. Физматлит, 2007. 304 с.
123. *Подиновский В.В., Ногин В.Д.* Парето-оптимальные решения многокритериальных задач. - М.: Наука, 1982. 255 с.
124. *Денисов В.Г., Онищенко В.Ф.* Инженерная психология в авиации и космонавтике – М.: Машиностроение, 1972. 316 с.
125. *Рахматуллин А.И., Моисеев В.С.* Математические модели и методы оптимизации нестационарных систем обслуживания. Казань: РИЦ «Школа», 2006. 212 с.
126. *Куршев Н.В., Кожевников Ю.В.* Оптимальные задачи динамики полета. Монография / Под ред. Куршева В.Н., изд. 2-е перераб. – Казань.: Изд-во Казан. гос. тех. ун-та, 2010. 326 с.

127. Демидович Б.П., Марон И.А., Шувалова Э.З. Численные методы анализа – М.: Наука, 1967. 368 с.

128. Викулов О.В., Добыкин В.Д., Дрогалин В.В. и др. Современное состояние и перспективы развития средств радиоэлектронной борьбы // Зарубежная радиоэлектроника. 1998. №12. С. 3-16.

129. Беспилотные самолеты вертикального взлета и посадки. Выбор схемы и определение проектных параметров : учеб. пособ. / Под ред. Н. К. Лисейцева - М.: МАИ-ПРИНТ, 2009. 140 с.

130. Практическая аэродинамика и боевое маневрирование тяжелых самолетов. Учебное пособие / Под общ. ред. Крылова А.М. и Степанова Н.Н. – Монино: ВВА им. Ю.А. Гагарина, 1987. 544 с.

131. Практическая аэродинамика и боевое маневрирование самолетов. Учебное пособие / Под общ. ред. Крылова А.М. и Степанова Н.Н. – Монино: ВВА им. Ю.А. Гагарина, 1984. 520 с.

132. ГОСТ РВ 15.102-2004. Военная техника. Тактико-техническое задание на выполнение аванпроекта. 2005. 23 с.

133. ГОСТ РВ 15.201-2003. Военная техника. Тактико-техническое (техническое) задание на выполнение опытно-конструкторских работ. 2003. 36 с.

134. ГОСТ РВ 0019-001-2006 Программное обеспечение встроенных систем. Требования к содержанию и оформлению документов.

**ПРИЛОЖЕНИЕ 1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ**

Таблица П1.1. Характеристики основных представителей класса имитационных БЛА




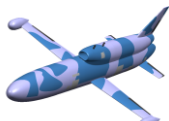



Характеристика	«Дань»М	М-21	МА-31	«Дань-АЛЦ»	ADM-141C ITALD	MALD	ADM-20C QUAIL
Страна разработчик	Россия	Россия	США	Россия	Израиль	США	США
Назначение АЛЦ	Учебн.-испытат.	Учебн.-испытат.	Учебн.-испытат.	Боевая	Боевая	Боевая	Боевая
Тип платформы	АЛЦ-имитатор	АЛЦ-аналог	АЛЦ-аналог	АЛЦ-имитатор	АЛЦ-имитатор	АЛЦ-имитатор	АЛЦ-имитатор
Длина, мм	4600	13460	4700	4600	2330	2286	3657
Размах крыла (в слож. сост.), мм	2700	7150	1150	2700	1500 (250)	635	1640
Высота (диаметр фюзеляжа), мм	1032	4710	(360)	1032	560	152	1000
Диапазон скоростей полета, км/ч	300-750	360-2100	до 2.5М	300÷800	530÷950	до 750	до 1045
Максимальные перегрузки, g	-3...+9	+6	+15	-3...+9	-	+2	-
Диапазон высот полета, м	50-9000	50-17500	7-18300	50÷9000	150÷12200	до 9000	до 15250
Продолжительность полета, мин	70	90-110	-	40	35	20	-
Взлетная масса, кг	340	8625	600	350	172,5	45	450
Масса целевого оборудования, кг	-	-	113	50	36,3.	-	-
Состав целевого оборудования	Активный или пассивный РЛ-имитатор, аппаратура определения промаха	Аппаратура определения промаха, фотоконтрольные приборы, трассеры	Аппаратура определения промаха, противорадио-локационная ГСН	Активный РЛ-имитатор	Активный или пассивный РЛ-имитатор, дипольные отражатели, ИК-ловушки,	Активный РЛ-имитатор	Активный РЛ- и ИК-имитаторы, дипольные отражатели
Вид самолета носителя	наземного старта, с пусковой уст.	наземного старта, по-самолетному	QF-4N	фронтовая авиация	A-4, A-6, A-7, F-4, F/A-18, S-3	F-16	B-52
Кратность применения	многоразовая	многоразовая	одноразовая	многоразовая	одноразовая	одноразовая	одноразовая
Тип двигателя (тяги)	ТРД МД-120 (120 кгс)	ТРДДФ Р-13-300 (5740 кгс)	Твердотопливный РД и ПуВРД	ТРД МД-120 (120 кгс)	ТВД CAE-312 (78 кгс)	ТРД TJ-50 (22 кгс)	ТРД J85-GE-7 (1090 кгс)
Тип системы управления'	Автоматическое/ Радиокомандное	Радиокомандное с ВПУ	Автоматическая	Автоматическое	Автоматическое	Автоматическое	Автоматическое
Год ввода в эксплуатацию	2009	1981	1996	-	1996	1998	1955 (A ser.), 1960 (B ser.), 1963 (C ser.)
Внешний вид							

Таблица П1.2. Характеристики существующих АЛЦ воздушного старта








Характеристика	BQM-34 Firebee (США, 1958)	ADM-20C QUAIL (США, 1963)	AQM-37 Jayhawk (США, 1963)	Delilah (Израиль, 1988)	J/AQM-1 (Япония, 1988)	ADM-141C ITALD (Израиль, 1996)	ADM-160C MALD (США, 2012)
Диапазон скоростей полета, км/ч	187÷933	до 1045	до 4248	470÷750	до 1036	530÷750	до 1090
Диапазон высот полета, м	3÷18300	до 15250	до 30480	до 7620	660÷9150	150÷12200	до 12000
Продолжительность полета, мин	75	10	15	26	16	35	45
Дальность полета, км	1282	825	180	250	—	280	920
Взлетная масса, кг	1130	450	281,2	185	235,5	180	115
Масса целевого оборудования, кг	172	56	15,9	30	42,4	36,3	~25
Длина БЛА, мм	6980	3657	4270	2708	3650	2330	2840
Размах крыла, мм	3930	1640	1000	1150	2070	1500	1710
Высота БЛА, мм	2040	1000	660	820	980	250	152
Диаметр фюзеляжа, мм	1230	660	330	330	350	250	152
Состав целевого оборудования	автив. РЛ-имитатор, ИК-ловушки, дипол. отражатели	активн. РЛ и ИК-имитаторы, дипол. отражатели	актив. РЛ-имитатор	актив. РЛ-имитатор, линза Люнеберга, дипол. отражатели	актив. РЛ-имитатор, ИК-ловушки, дымовые шашки	линза Люнеберга, актив. РЛ-имитатор, ИК-ловушки, дипольные отражатели	Активный РЛ-имитатор, станция активных помех
Вид самолета носителя	тактическая авиация	B-52	A-4, A-6, QF-4, F-16	A-4, F-4, F-16, F/A-18	F-4EJ, F-15J/DJ	F/A-18	F-16
Кратность применения	многоразовая	одноразовая	одноразовая	одноразовая	одноразовая	одноразовая	одноразовая
Тип двигателя (тяга)	ТРД J69-T-29 (7600 Н)	ТРД J85-GE-7 (10600Н)	ЖРД LR64 P-4 (3750Н)	ТРД BS-175 (870Н)	ТРД ТJM-3 (1900Н)	ТВД CAE-312 (760Н)	ТРД TJ-150 (~800 Н)
Тип системы управления	автоматическая / радиокомандная	автоматическая	автоматическая / радиокомандная	автоматическая	автоматическая / радиокомандная	автоматическая	автоматическая
Максимальные перегрузки	g=-2/+6	—	g=-2/+5	g=+5	g=-2/+5	—	g=~+2
Внешний вид							

Таблица П1.3. Характеристики самолетов ФА и их основных АСП

Самолет-носитель	Масса полезной нагрузки m_j , кг	Колич. элементов подвески n_j , ед.	Стоимость самолета c_j , млн. долл.	Наименов. АСП	Диаметр (размах крыла) АСП d_i , мм	Длина АСП l_i , мм	Масса АСП m_i , кг
Су-24М2	7000	8	15	Р-55	200 (530)	2000	92
				Х-23	275 (785)	3591	289
				Х-58	380 (900)	4150	490
				ГШ-6-23	243	1400	76
Су-25СМ	4400	11	6	Х-25МЛ	280 (820)	3750	300
				С-25СЛ	340	4100	320
				Х-31А	360 (1050)	4700	610
				Р-73Э	170 (510)	2900	105
Су-27СМК	8000	12	35	Р-27ЭР1	260 (800)	4780	350
				Х-29Т	400 (1100)	3875	680
				КАБ-500С	400 (750)	3000	500
				Х-31П	360 (1050)	4700	600
Су-34	8000	12	36	Р-73	170 (510)	2900	105
				Р-27РЭ	260 (800)	4780	350
				Р-77	200 (700)	3500	175
				Х-29	400 (1100)	3875	680
				КАБ-500С	400 (750)	3000	500
МиГ-29СМТ	4000	7	24	Р-27	260 (800)	4780	350
				РВВ-АЕ	200 (700)	3500	175
				Р-73	170 (510)	2900	105
				КАБ-500Кр	400 (750)	3000	500
МиГ-31М	9000	10	35	Р-37	380 (700)	4200	600
				Р-33С	380 (1180)	4150	490
				РВВ-АЕ	200 (700)	3500	175
МиГ-АТ	2000	5	12	Б-8М1	520	2760	370
				УПК23-250	394	3166	218
Як-130	3000	8	10	Мк.82	273	2300	229
				Р-73	170 (510)	2900	105
				Б-8М1	520	2760	370

Таблица П1.4. Перечень и характеристики самолетов, находящихся в резерве ВВС РФ

№ п\п	Наименование	Мин. скорость полета V_{min} , км/ч	Макс. скорость полета V_{max} , км/ч	Мин. высота полета H_{min} , м	Практический потолок H_{max} , м	Боевой радиус действия r , км	Собственная ЭПР σ , м ²	Взлетная масса $m_{взл}$, кг	Отдаваемая мощность бортсети W_{max} , КВА	Стоимость образца C , млн. долл.	Количество образцов в наличии N , шт.	Длина разбега L , м
1	Ту-22М3	270	2300	50	13 300	2400	35	112 000	120	29.4	90	2100
2	Су-25	300	984	50	7000	650	10	14 600	40	3.5	100	650
3	Су-24	300	1700	50	13 500	600	20	32 300	84	5.6	201	650
4	МиГ-23	270	2500	50	19 000	1150	10	14 770	30	6	60	750
5	МиГ-29	300	2450	50	18 000	700	5	15 300	60	20	300	650
6	МиГ-31	300	3714	50	20 600	1400	25	41 000	80	40	200	1200
7	Су-27	300	2500	50	18 500	1650	15	22 500	60	25	100	650
8	Л-39	230	757	50	11 500	750	3	4337	14	0.5	90	580

Таблица П1.5. Перечень и характеристики самолетов регулярных частей ВВС РФ

№ п/п	Наименование	Мин. скорость полета V_{min} , км/ч	Макс. скорость полета V_{max} , км/ч	Мин. высота полета H_{min} , м	Практический потолок H_{max} , м	Собственная ЭПР σ , м ²	Боевой радиус действия r , км
Стратегическая и дальняя авиация							
1	Ту-95МС6/МС16	400	882	50	11 900	100	2410
2	Ту-160	370	2000	50	15 600	25	6000
Штурмовая авиация							
3	Су-25СМ	300	975	50	10 000	10	650
Фронтовая бомбардировочная авиация							
4	Су-24М/М2	300	1700	50	11 000	20	560
5	Су-34	250	1900	50	17 000	1	600
Истребительная авиация ВВС и ПВО							
6	МиГ-29СМТ	250	2450	50	18 000	5	800
7	Су-27СМ/СМ2	200	2500	50	18 500	1	1500
8	Су-30/М2	75	2125	50	19 820	1	1500
9	Су-35С	75	2440	50	18 000	1	1600
10	МиГ-31БМ	300	3000	50	20 600	20	1400
Транспортная авиация и танкеры							
11	Ил-76	225	850	50	12 000	100	2100
12	Ан-22	265	760	50	7500	180	2625
13	Ан-72	240	705	50	10 000	90	575
14	Ан-70	95	890	50	12 000	140	1350
15	Ан-124	120	865	50	9500	200	2250
16	Ил-78	225	850	50	12 000	100	1825

Таблица П1.6. Значения подлежащих имитации характеристик СВН

Класс СВН	Фронтальная авиация	Стратегическая авиация	Крылатые ракеты	Беспилотные ЛА	Вертолеты	Высокоточное оружие «воздух-поверхность»		
						УР	УАБ	ПРР
Высота полета, м	50...21000	60...16000	50...10000	50...13000	3...3720	до 9000	до 6000	до 12000
Скорость полета, км/ч	210...2500	300...1500	660...880	100...460	0...310	850...1550	550...1100	1050...2455
Перегрузка, ед.	1...9	1...3.7	1...2.5	1...2	0.5...3	1...35	0.3...2	1...30
ЭПР (ППС), м ²	0.05...10	0.75...10, 100	0.01...0.1	0.01...0.1	0.7...2	0.01...0.05	0.05...0.1	0.03...0.1
ИК-излуч. (ЗПС), кВт/ср (в диап. волн, мкм)	0.2...2 (3.5...5.5)	уточняется	0.05...0.1 (3.5...5.5)	уточняется	0.6...1.2 (3.5...5.5)	уточняется	—	уточняется
Габариты, м								
- размах крыла	8...14	24...53	3...4	5...21	10...18	0.3...1.5	1.5...1.7	0.7...1.6
- длина	14...18	21...49	6...7	4...9	11...30	1.6...3.9	3.9...7.6	2.5...4.2
- высота (диаметр)	2...5	5...12	0.6...0.7	0.5...2	3...6	0.2...0.4	0.4...0.7	0.2...0.7
Уязвимость, ед.	2..4	2...5	2...3	1...2	1...2	1	1	1
Типы траекторий полета	сложные аэродинамические	аэродинамические	аэродинамические	аэродинамические	аэродинамические с зависанием	простые аэродинамические	полубаллистические	простые аэродинамические
Боевой порядок	одиночный, групповой	одиночный, групповой	одиночный, групповой	одиночный	одиночный, групповой	одиночный	одиночный	одиночный
Миним. расстояние в группе, м	50	200	1700	—	25	—	—	—

**ПРИЛОЖЕНИЕ 2. ВИДЕОФОРМЫ РЕЗУЛЬТАТОВ
РАБОТЫ КОМПЛЕКСА ПРОГРАММ ЭФФЕКТИВНОГО
ПРИМЕНЕНИЯ АЛЦ**

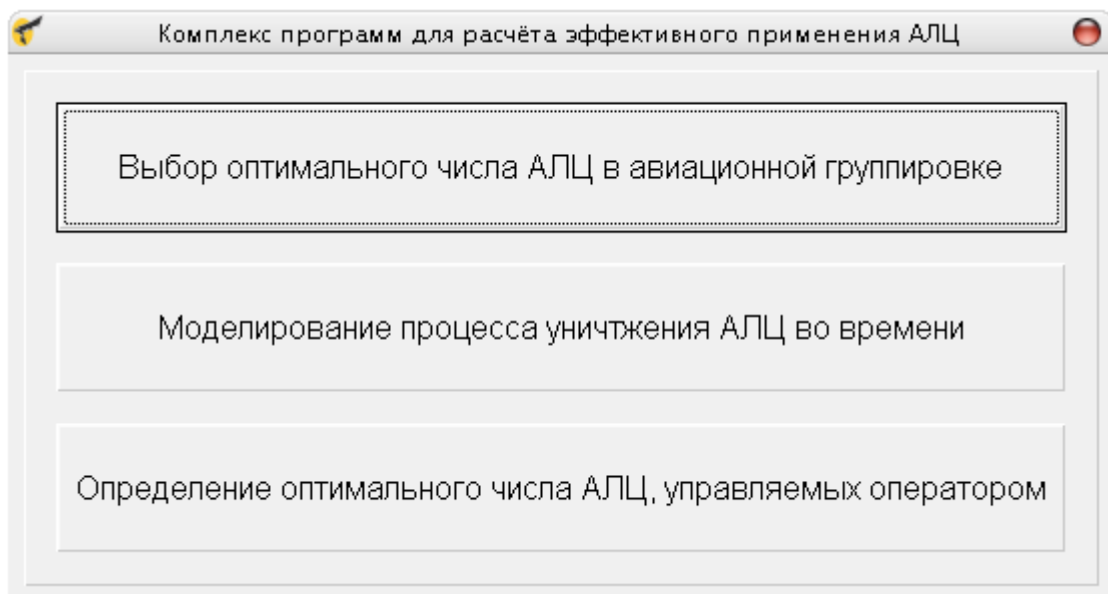


Рис. П2.1

Выбор оптимального числа АЛЦ в составе авиационной группировки

Исходные данные

Количество СВН в группе, п, ед.

Количество атакующих ЗУР, п, ед.

Вероятность поражения СВН и АЛЦ одной ракетой

р СВН р АЛЦ

Тип исходных данных

- Допустимые потери СВН, x1, ед.
- Располагаемое количество АЛЦ, x2, ед.

Результаты расчёта

Оптимальное количество АЛЦ в группе, x2, ед.

Количество потерянных АЛЦ, ед.

Относительное количество потерянных самолётов, %

Доля АЛЦ в составе группы, %

Среднее число АЛЦ, прикрывающих один самолёт, ед.

Рис. П2.2

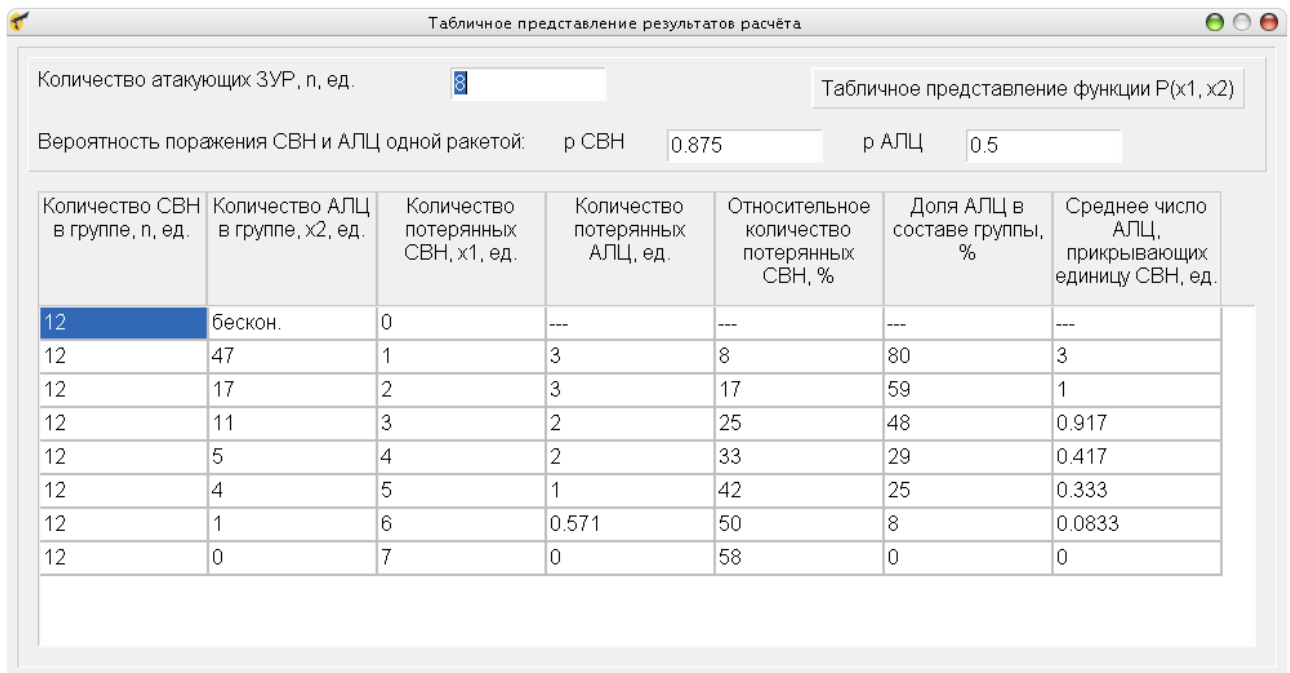


Рис. П2.3

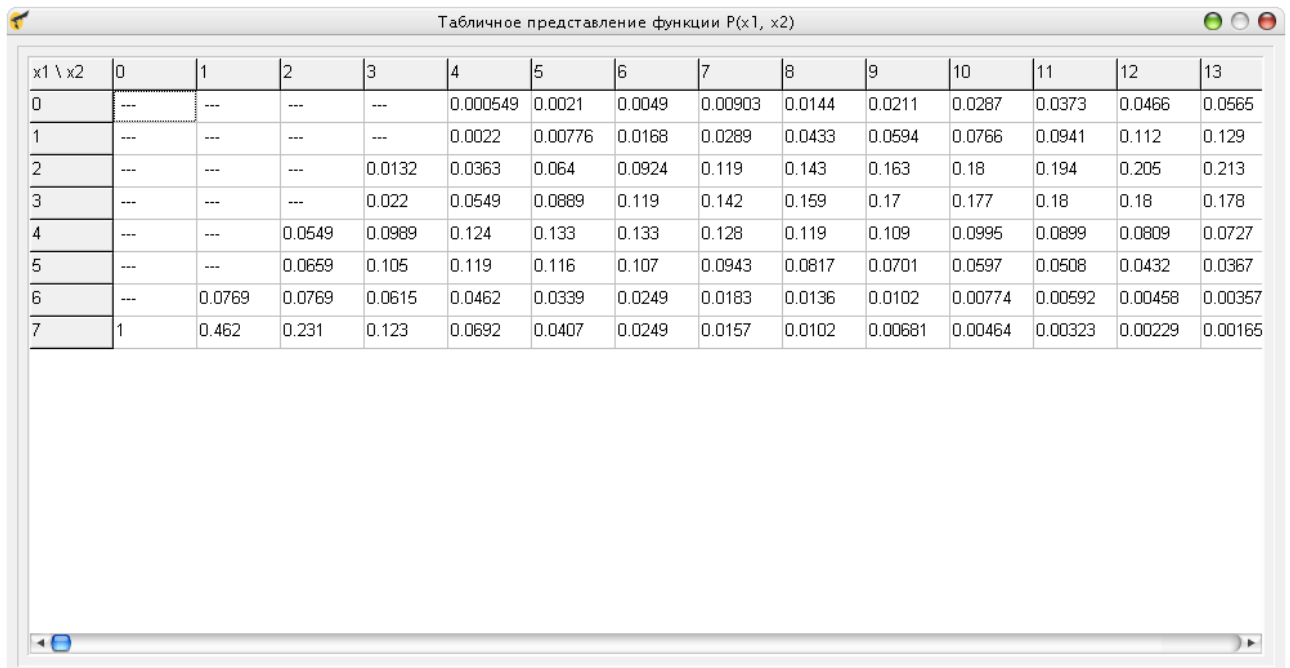


Рис. П2.4

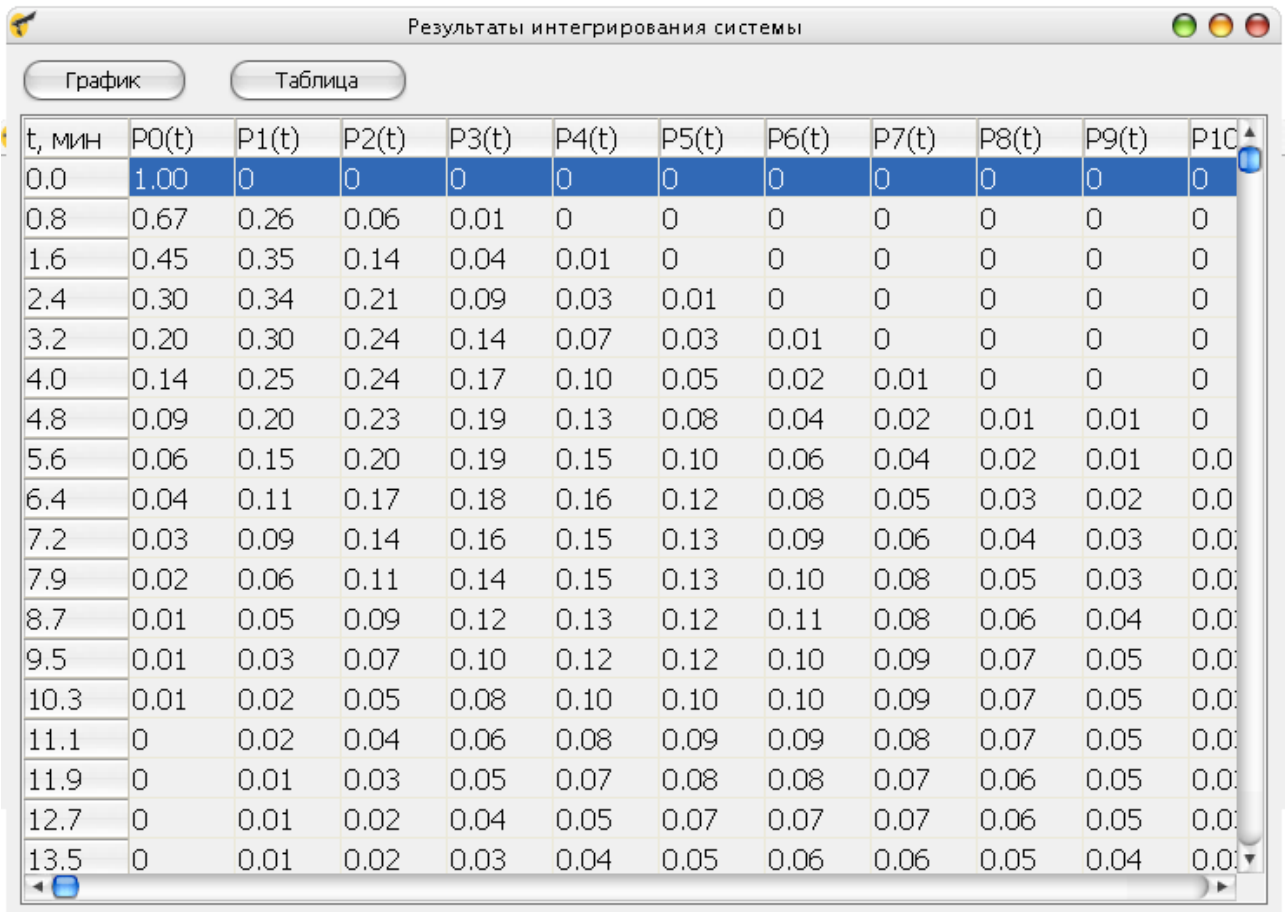


Рис. П2.7

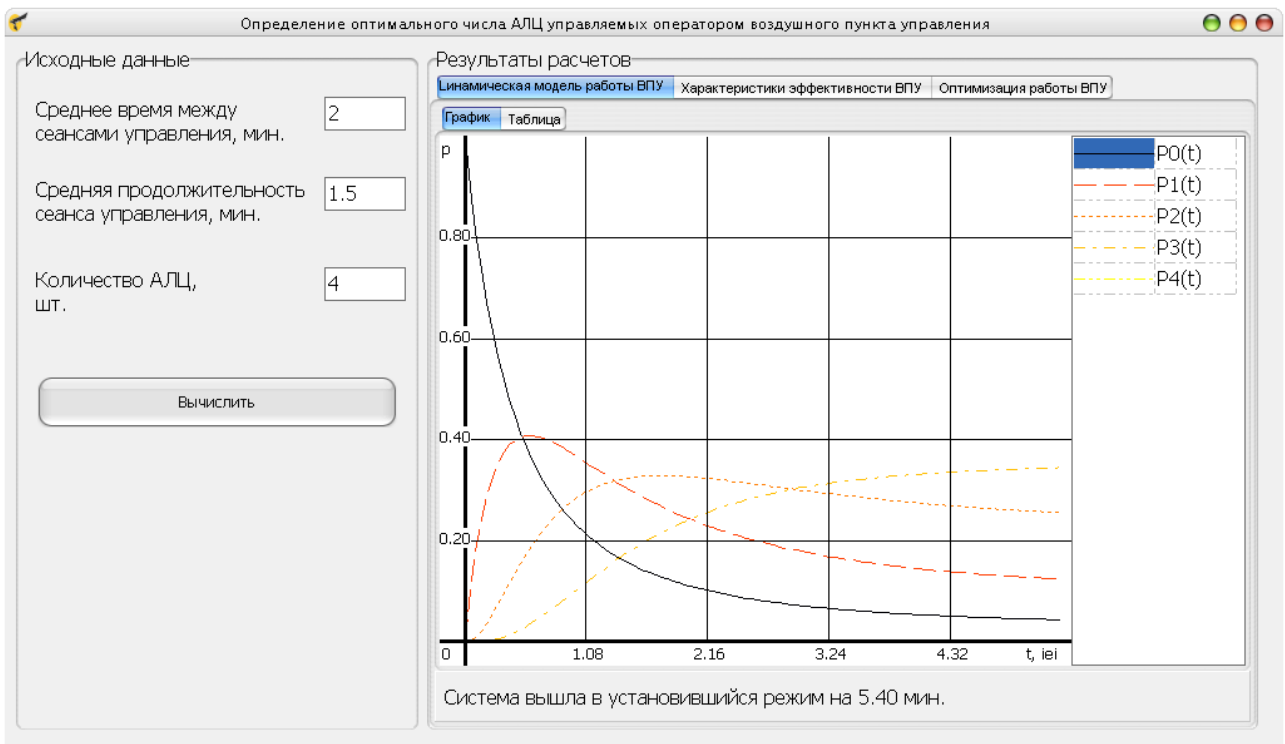


Рис. П2.8

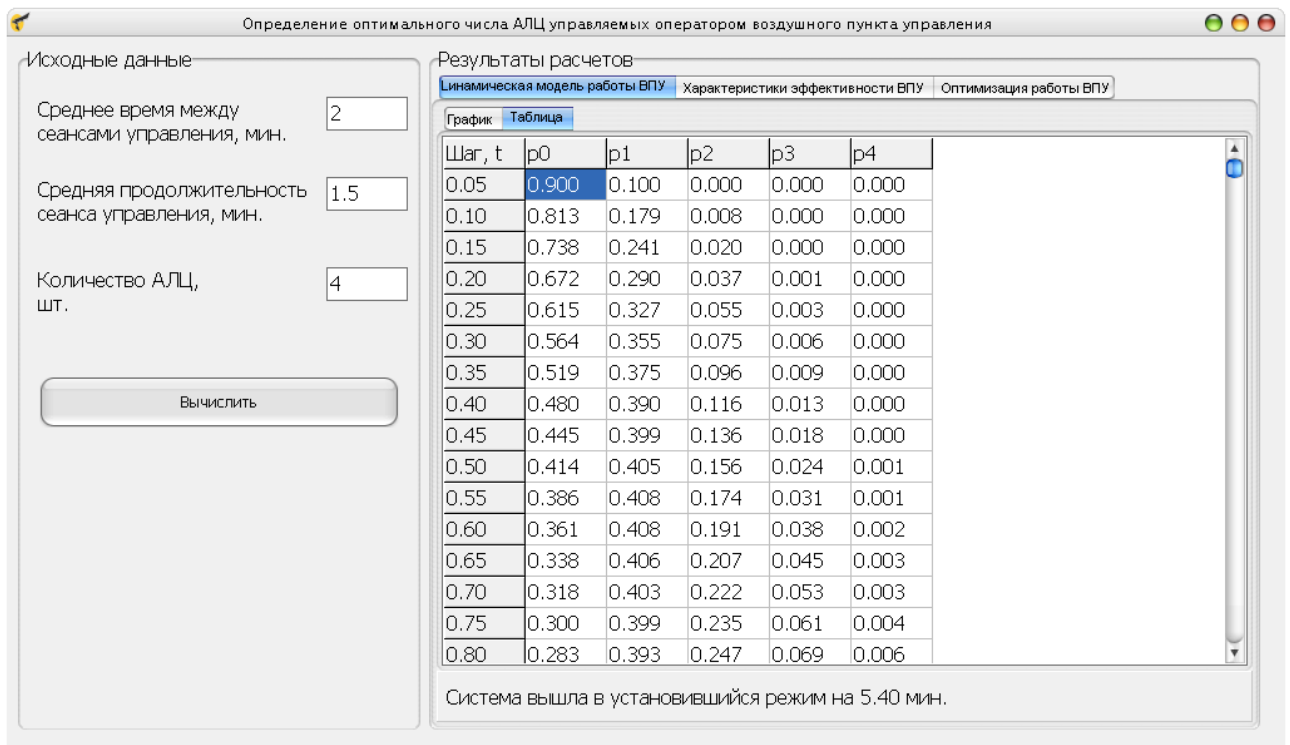


Рис. П2.9

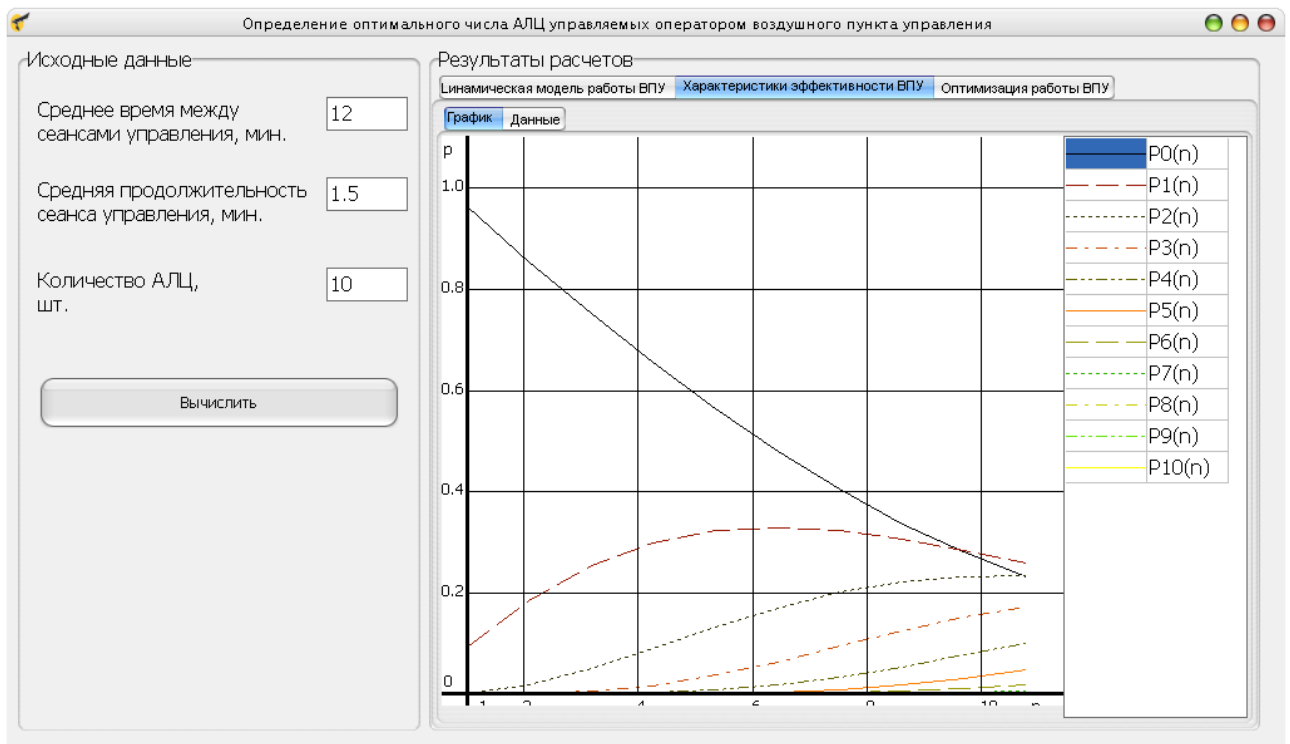


Рис. П2.10

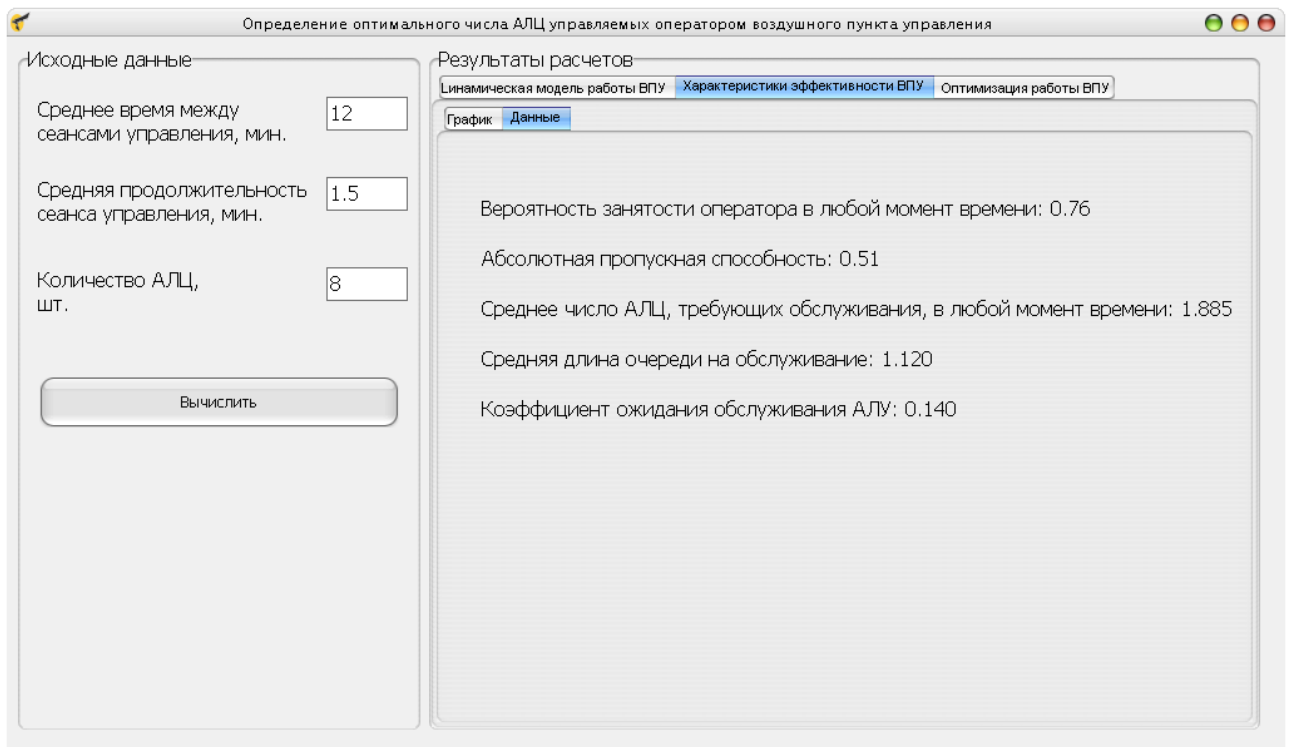


Рис. П2.11

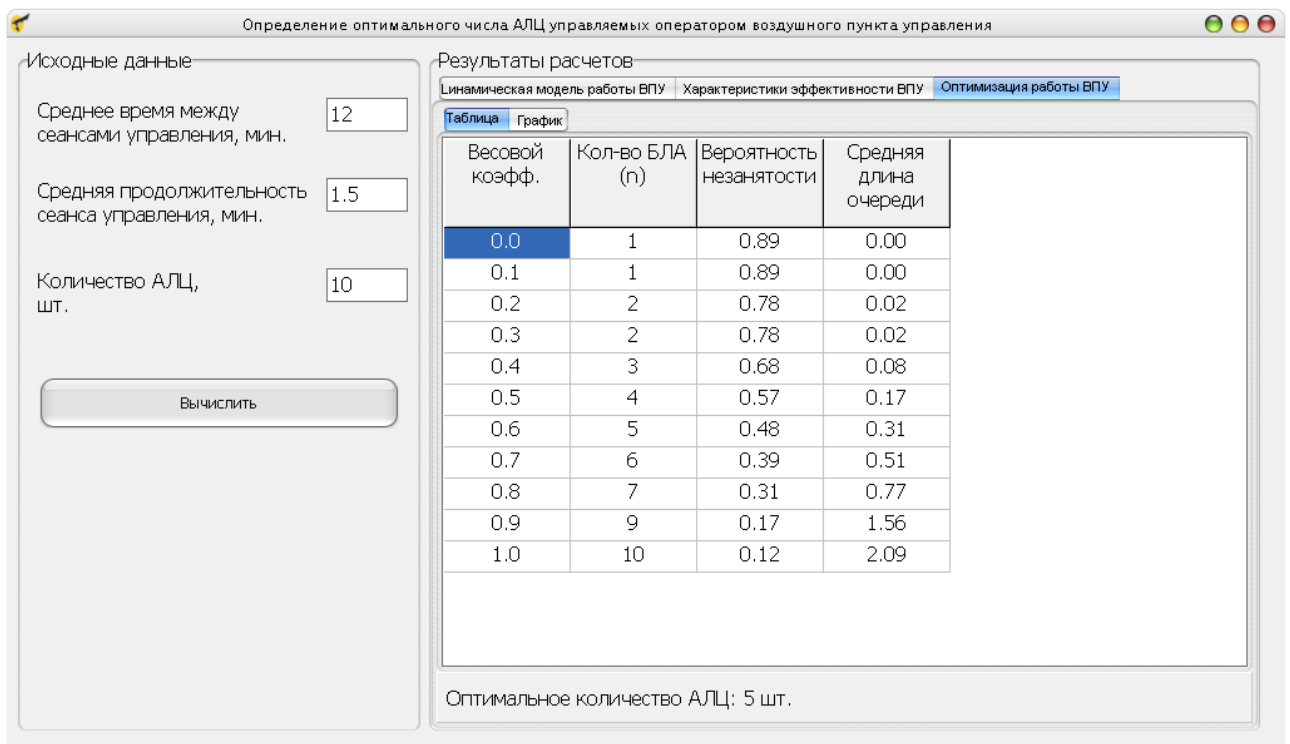


Рис. П2.12

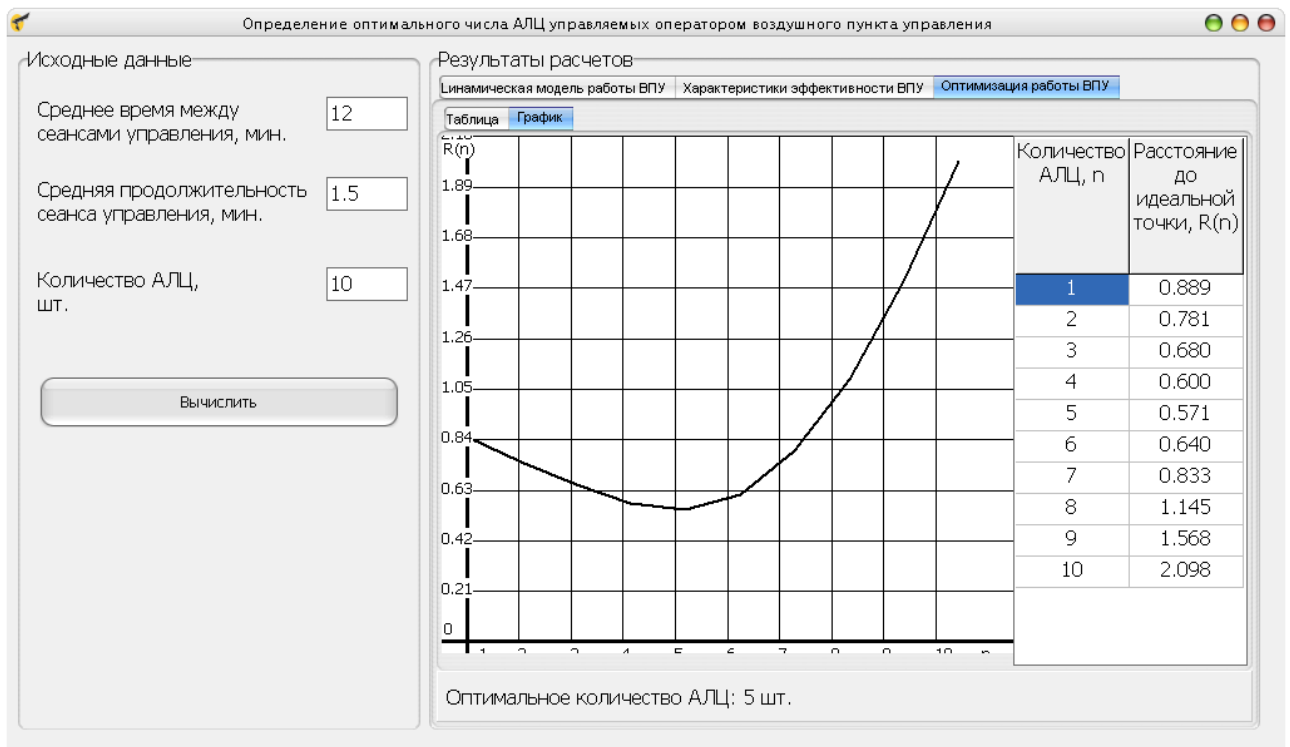


Рис. П2.13

**ПРИЛОЖЕНИЕ 3. ПРИМЕР ПРОВЕДЕНИЯ ОБЛИКОВОГО
ПРОЕКТИРОВАНИЯ АЛЦ ВОЗДУШНОГО СТАРТА**

По результатам формирования векторов проектных параметров нулевого приближения АЛЦ воздушного старта и типов их самолетов носителей в разделе 4.1 был проведен проектный анализ и обликовое проектирование АЛЦ для самолета-носителя Як-130УБС (вар. №5).

Данная АЛЦ по своим ЛТХ должна соответствовать дозвуковым самолетам фронтовой авиации.

Общий вид и компоновка

Основными требованиями к компоновке являются:

- непревышение массогабаритных характеристик, полученных расчетным путем в разделе 3.1;
- выполнение ЛТХ, полученных расчетным путем в разделе 3.1;
- обеспечение размещения на пилонах внешней подвески самолета-носителя Як-130УБС и воздушный старт с него;
- обеспечение минимальной собственной радиолокационной и инфракрасной заметности.

Для выполнения заданных требований АЛЦ имеет следующие особенности компоновки:

- плоскую верхнюю поверхность фюзеляжа;
- воздухозаборник тоннельного типа (NASA, ЦАГИ) невыступающий над верхней поверхностью фюзеляжа;
- крыло, складывающееся вперед по полету в специальные ниши в носовой части фюзеляжа, и раскрывающееся после старта (ниши закрываются специальными подпружиненными створками);
- V-образное оперение, экранирующее сопло двигателя и не препятствующее размещению на пилоне самолета-носителя;
- боковая поверхность фюзеляжа имеет ярко выраженную кромку для снижения ЭПР.

– параллельное расположение двигателя и топлива в зоне крыла для обеспечения центровки при относительно малом весе бортового оборудования и ограниченных массогабаритных характеристиках.

Общий вид АЛЦ представлен на рис. ПЗ.1.

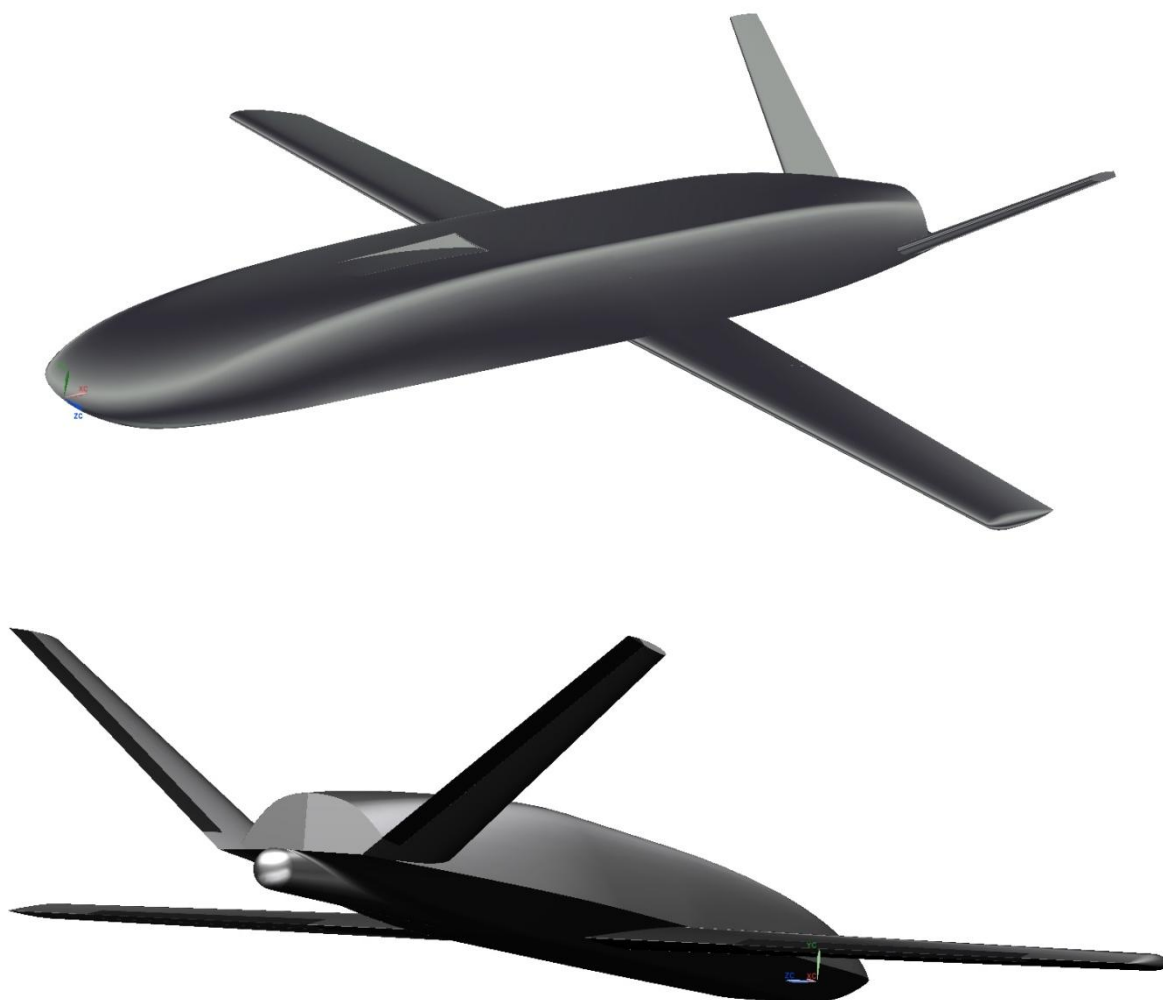


Рис. ПЗ.1.

Фюзеляж

Для выполнения принципиальных компоновочных решений фюзеляж имеет следующую конфигурацию.

Мидель фюзеляжа имеет шестигранную форму. Благодаря этому фюзеляж имеет плоские панели в верхней и нижней части и острые боковые кромки. Такая форма удобна для использования бимсов в качестве основных силовых элементов конструкции. При этом двигатель и оборудования размещаются в контуре прямоугольного сечения образованного стенками бимсов, верхними и

нижними панелями. Большинство блоков оборудования так же имеет прямоугольное сечение, что способствует высокой плотности компоновки. Параллельно с оборудованием и двигателем в контуре бимсов размещены топливные баки (рис. ПЗ.2).

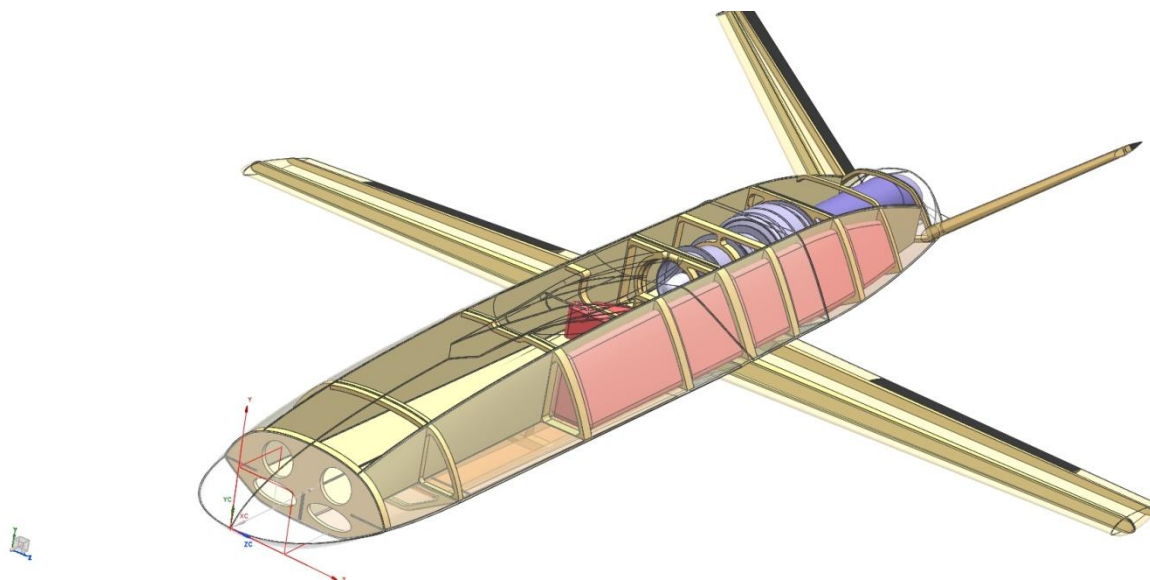


Рис. ПЗ.2.

Крыло

Крыло прямое трапецевидной формы. В связи с отсутствием низкоскоростных режимов полета (взлет/посадка) крыло имеет минимальный размах 2640 мм.

Крыло имеет низкопланное размещение на фюзеляже. Такое размещение позволяет разместить шарниры складывания крыла внутри фюзеляжа. При этом в сложенном положении консоли размещаются в нижней носовой части фюзеляжа и не препятствуют размещению оборудования. Для обеспечения компактного размещения на подвеске самолета-носителя крыло до старта АЛЦ в сложенном состоянии частично утоплено в специальные ниши в бимсах фюзеляжа. Крыло приводится в сложенное положение вручную при выполнении предполетной подготовки. При этом также вручную при складывании крыла отводятся наружу подпружиненные створки ниш фюзеляжа (рис. ПЗ.3).

Крыло раскладывается после старта АЛЦ в направлении набегающего потока, что позволяет применять малые по мощности и массогабаритам механизмы раскладывания крыла. После приведения крыла в разложенное состояние ниши в фюзеляже автоматически закрываются подпружиненными створками (рис. ПЗ.3).

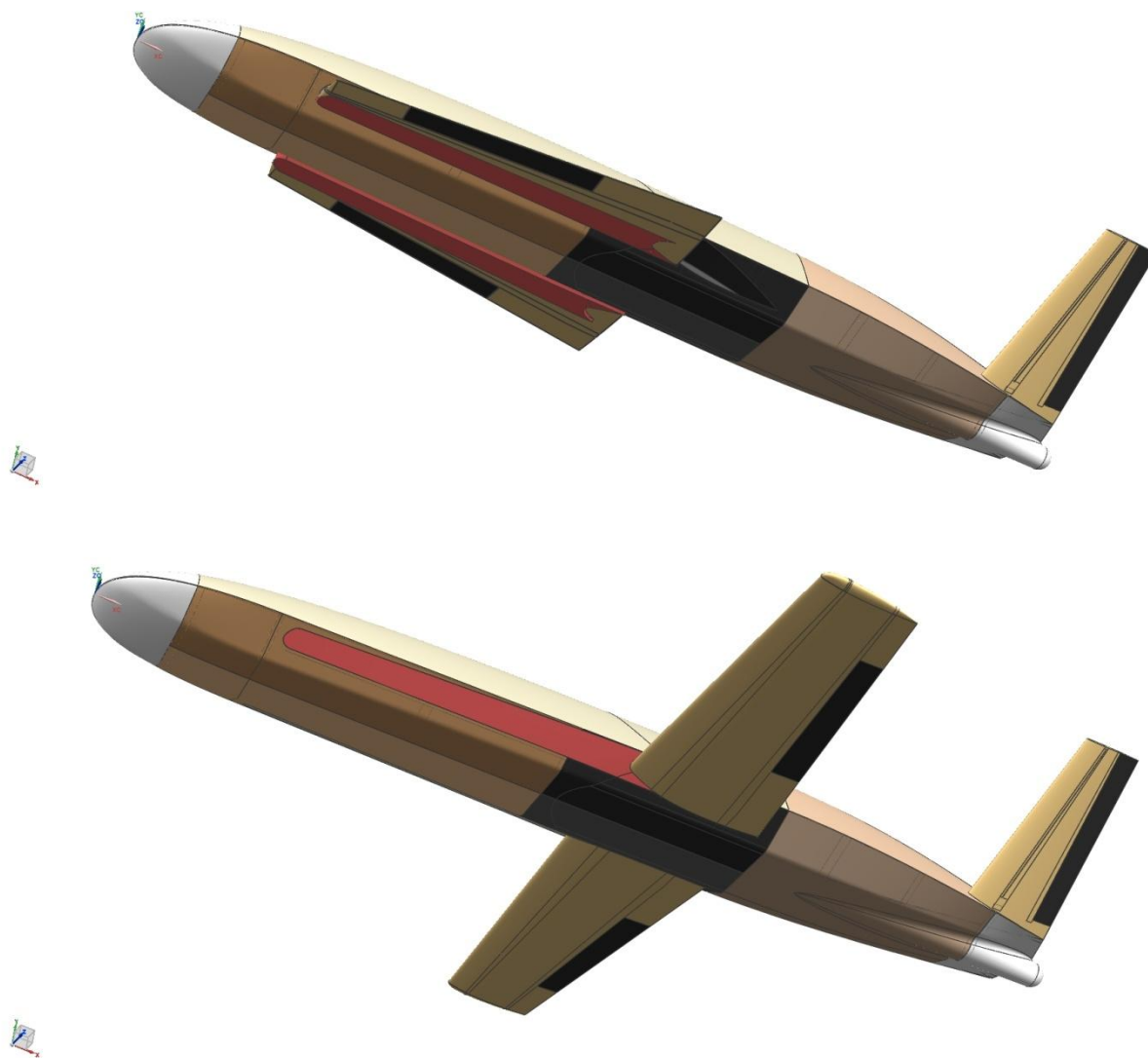


Рис. ПЗ.3.

Оперение

Оперение имеет V-образную конфигурацию, что позволяет беспрепятственно размещать АЛЦ на пилоне подвески и не создавать помех работе механизации крыла (например, при переводе закрылка самолета-носителя в посадочное положение).

Плоскости оперения направлены вверх относительно оси АЛЦ для снижения радиолокационной заметности и экранирования сопла двигателя, а также во избежание повреждения оперения во время посадки в случае дооборудования АЛЦ парашютной системой посадки.

Силовая установка и топливная система

Для обеспечения продолжительного полета силовая установка АЛЦ должна быть построена на базе ТРД. В качестве вариантов двигателя, обеспечивающих потребную тягу, рассматриваются следующие варианты:

- ТРД МД-120, ФГУП «НПЦ Газотурбостроения «Салют» (г. Москва, Россия);
- ТРД TJ-100S, PBS Velka Bites a.s. (г. Велка Битеш, Чехия);
- перспективный ТРД МС 100, ОАО «Мотор Сич» (г. Запорожье, Украина).

Данные двигатели имеют располагаемую тягу 110-120 кгс и максимальный удельный расход топлива до 1,5 кг/кгс*ч. Таким образом, на 17 мин полета необходим запас топлива до 25.5 кг. Однако, конструктивно существует возможность размещения дополнительного запаса топлива до 42 кг, что позволит увеличить продолжительность полета до 28 мин.

Рассматриваемые двигатели могут запускаться как на подвеске самолета-носителя от встроенного стартер-генератора, так и после схода с пилона с применением пиротехнических средств запуска.

Двигатель и топливо размещаются параллельно и вблизи центра масс АЛЦ, что положительно влияет на соблюдение диапазона центровок при выработке топлива и обеспечивает минимальную длину носовой части АЛЦ (рис. ПЗ.4).

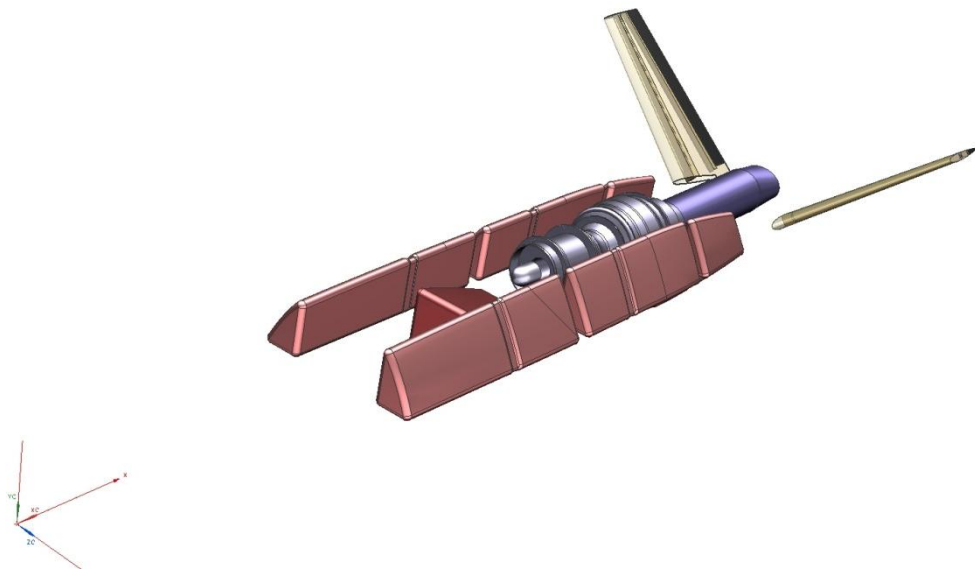


Рис. ПЗ.4.

Верхний воздухозаборник тоннельного типа, предложенный специалистами ФГУП «ЦАГИ», обеспечивает улучшенные аэродинамические характеристики АЛЦ за счет исключения выступающих в набегающий поток частей воздухозаборника, а также обеспечивает экранирование двигателя от радиолокационного излучения РЛС ПВО из нижней полусферы, в то же время не препятствует размещению АЛЦ на пилоне самолета-носителя (рис. ПЗ.5).

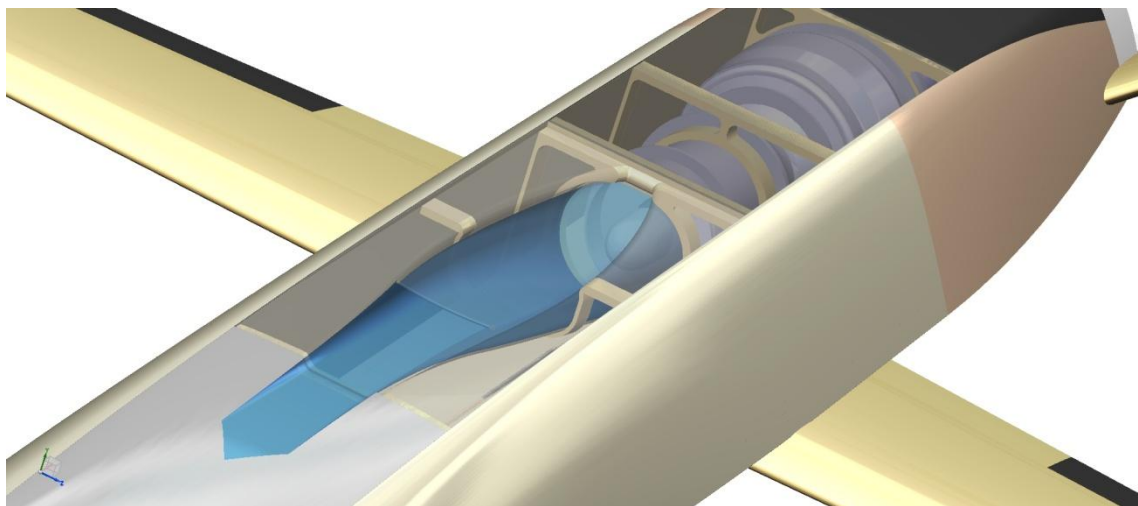


Рис. ПЗ.5.

Сопло двигателя, также предложенное специалистами ФГУП «ЦАГИ», имеет специальную форму, обеспечивающую дополнительное эжектирование набегающим воздушным потоком и экранирование шума и ИК-излучения двигателя (рис. ПЗ.6).

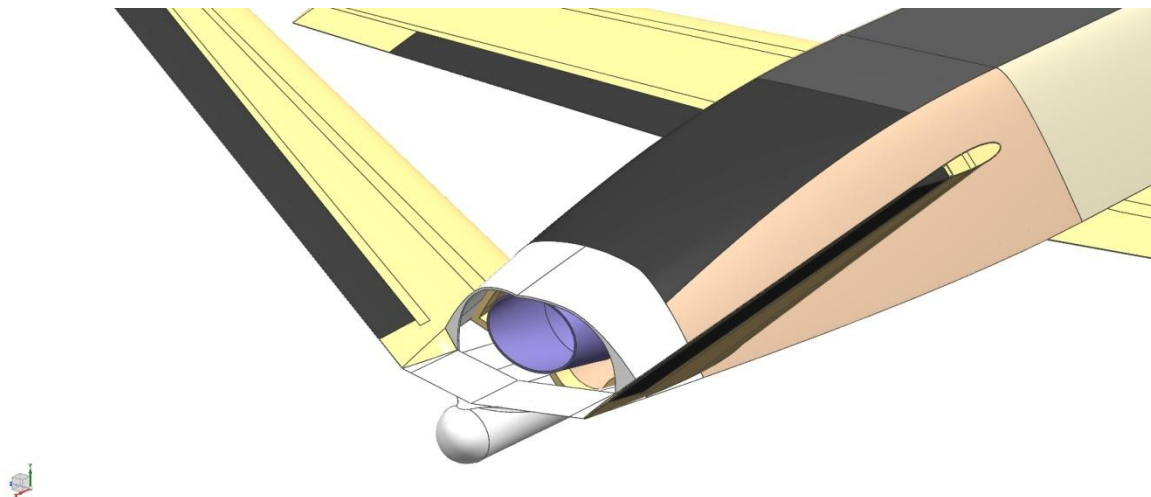


Рис. ПЗ.6.

Общее и целевое бортовое оборудование

Общее бортовое оборудование является типовым для данного класса АЛЦ и состоит из комплексной системы управления, системы электроснабжения и бортовой кабельной сети. Необходимость размещения на борту аппаратуры радиуправления и связи, парашютной системы посадки, средств госопознавания и УВД, боевой части и др. может быть определена в результате дальнейшей проработки структуры АЛЦ и тактики ее применения.

В состав целевого бортового оборудования может входить радиолокационный имитатор цели для имитации уровня ЭПР воспроизводимого СВН, станция активных помех для решения задач РЭП ПВО противника и самозащиты от атакующих зенитных ракет, станция радиотехнической разведки для определения местоположения активных РЛС ПВО противника и передачи целеуказания на самолет-носитель. Состав целевого оборудования уточняется при дальнейшей проработке комплекса.

Общее бортовое оборудование размещается в отсеках в центральной и хвостовой частях фюзеляжа. Блоки целевого бортового оборудования размещаются в носовой части фюзеляжа, антенно-фидерные устройства – под радиопрозрачными обтекателями в носовой и хвостовой частях фюзеляжа (рис. ПЗ.7).

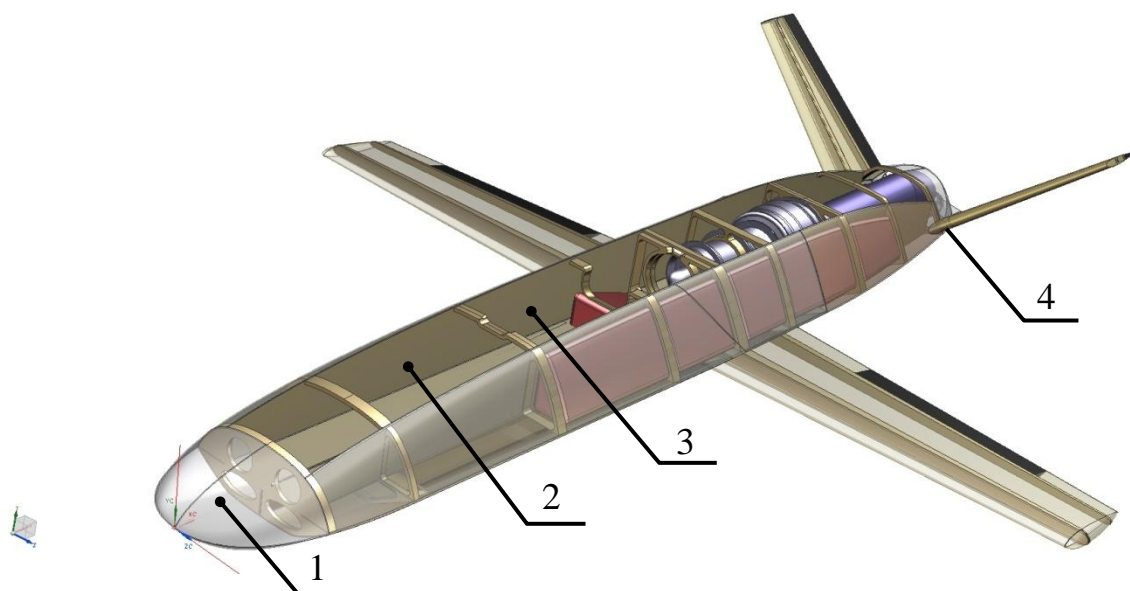


Рис. ПЗ.7.

1 – носовой радиопрозрачный обтекатель для АФУ целевого оборудования;
 2 – отсек целевого оборудования; 3- отсек общего бортового оборудования;
 4 – хвостовой радиопрозрачный обтекатель для АФУ целевого оборудования.

Размещение на подвеске самолета-носителя

Предполагается размещение АЛЦ на пилонах №1 и №2 самолета Як-130, оснащенных балочными держателями типа БД-4, предназначенными для подвески управляемого и неуправляемого ракетно-пушечного вооружения массой до 500 кг.

Для надежного размещения АЛЦ на подвеске носителя на верхней части фюзеляжа имеется плоская площадка длиной 600 мм, что соответствует расстоянию между ухватами пилон.

В центре масс АЛЦ размещена ответная часть замка крепления пилон. На расстоянии 280 мм от центра масс находится ответная часть силового и управляющего разъема для обеспечения питания и управления стартом.

Размещение АЛЦ на пилоне самолета-носителя представлено на рис. ПЗ.8-ПЗ.9.

Чертеж общего вида АЛЦ представлен на рис. ПЗ.10.

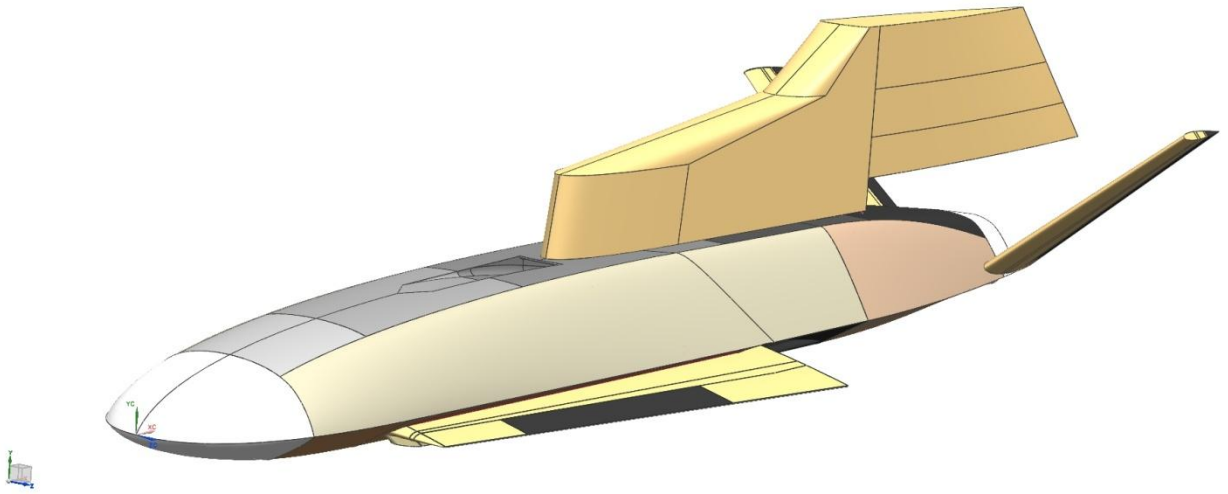


Рис. ПЗ.8.

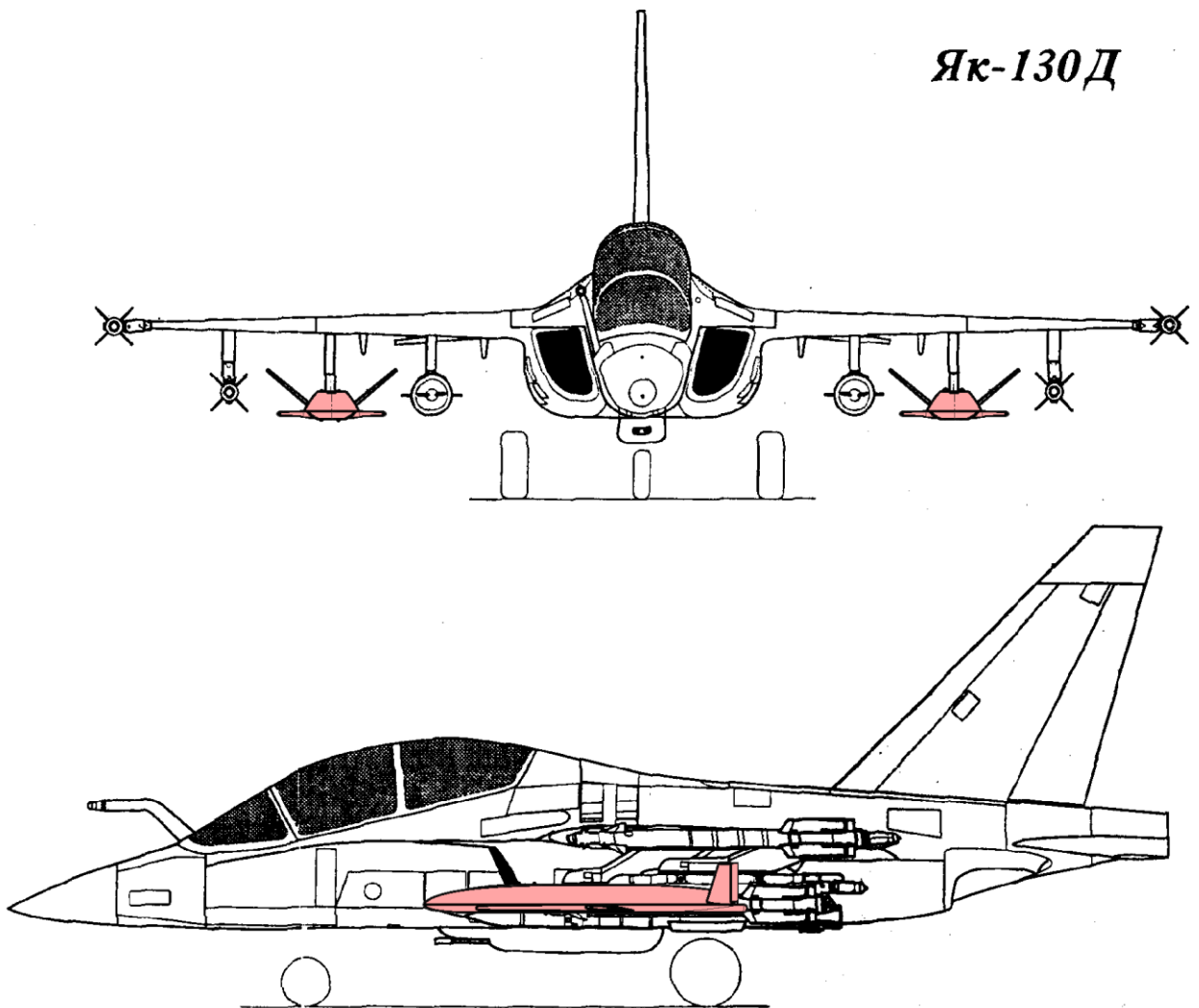


Рис. ПЗ.9.

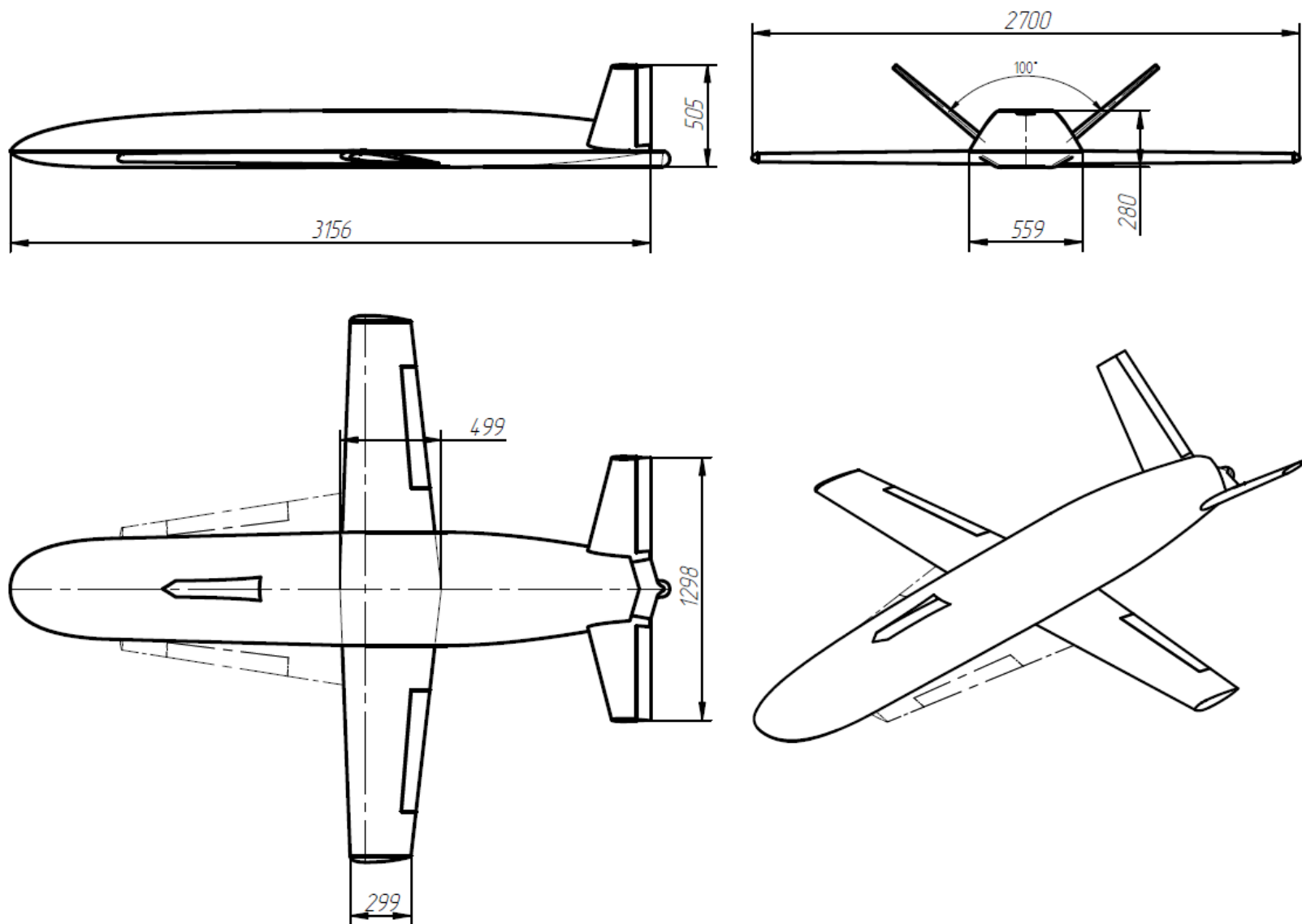


Рис. ПЗ.10

Содержание

Введение.....	11
ГЛАВА 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ СОЗДАНИЯ, ПРИМЕНЕНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ЛОЖНЫХ ЦЕЛЕЙ.....	14
1.1 Современная классификация беспилотных авиационных комплексов.	14
1.2 Системный анализ вопросов создания и применения АЛЦ	18
1.3 Основные задачи и способы боевого применения АЛЦ.....	31
1.4 Дерево целей и задач применения, управления и создания семейства комплексов АЛЦ.....	40
Выводы по главе.....	47
ГЛАВА 2. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ФОРМИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ ПО ПРИМЕНЕНИЮ АЛЦ ПРИ ПРОТИВОДЕЙСТВИИ СРЕДСТВАМ ПВО	49
2.1 Задача оптимизации состава смешанных авиационных группировок СВН и АЛЦ.....	49
2.2 Динамическая вероятностная модель оценки продолжительности операции и потерь АЛЦ.....	56
2.3 Задача выбора оптимального числа АЛЦ, управляемых оператором воздушного пункта управления.....	65
Выводы по главе.....	79
ГЛАВА 3. НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ УПРАВЛЕНИЯ АЛЦ	81
3.1 Структура и функции аппаратно-программных средств воздушного пункта управления АЛЦ	81
3.2 Формирование программного управления АЛЦ с использованием полетных данных самолета-имитатора.....	91
3.3 Пример формирования управлений АЛЦ на основе полетных данных самолета-имитатора Су-30МК2	99
Выводы по главе.....	106
ГЛАВА 4. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ЛОЖНЫХ ЦЕЛЕЙ	107

4.1 Аналитическое проектирование авиационного комплекса «Самолет-носитель – АЛЦ воздушного старта».....	107
4.2 Задачи создания АЛЦ-аналогов на базе пилотируемых СВН.....	114
4.3 Формирование оптимального типажа семейства АЛЦ по результатам конкурсного отбора проектов	125
Выводы по главе.....	134
ГЛАВА 5. ПРИМЕРЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ПРИМЕНЕНИЯ И СОЗДАНИЯ АЛЦ.....	136
5.1 Оптимизация состава смешанных авиационных группировок	136
5.2 Оценка потерь и продолжительности операции с применением АЛЦ	139
5.3 Оптимизация числа АЛЦ, управляемых одним оператором воздушного пункта управления.....	143
5.4 Пример аналитического проектирования авиационного комплекса «Самолет-носитель – АЛЦ воздушного старта».....	149
5.5 Решение задач создания АЛЦ-аналогов на базе пилотируемых СВН	153
5.6 Примеры формирования оптимального типажа семейства АЛЦ по результатам конкурсного отбора проектов	157
Заключение	162
Список литературы	165
ПРИЛОЖЕНИЕ 1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ	179
ПРИЛОЖЕНИЕ 2. ВИДЕОФОРМЫ РЕЗУЛЬТАТОВ РАБОТЫ КОМПЛЕКСА ПРОГРАММ ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ АЛЦ	186
ПРИЛОЖЕНИЕ 3. ПРИМЕР ПРОВЕДЕНИЯ ОБЛИКОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ АЛЦ ВОЗДУШНОГО СТАРТА	194