

В.С. Моисеев. Д.С. Гушина. Г.В. Моисеев

**ОСНОВЫ ТЕОРИИ СОЗДАНИЯ
ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ
БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ
КОМПЛЕКСОВ**



Казань 2010

В.С. Моисеев, Д.С. Гущина, Г.В. Моисеев

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

МОНОГРАФИЯ

Казань 2010

УДК 629.735

ББК 39.57-5

М 74

Редактор серии:

В.С. Моисеев, заслуженный деятель науки и техники Республики Татарстан, д-р техн. наук, профессор

Рецензенты:

В.Г. Гайнутдинов, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева, профессор, д-р техн. наук

В.А. Балоев, заместитель генерального директора по науке ФГУП (г. Казань), канд. техн. наук

Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В.

М 74 Основы теории создания и применения информационных беспилотных авиационных комплексов: Монография. – Казань: Изд-во МОиН РТ, 2010. – 196 с., ил. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»)

ISBN 978-5-4233-0022-7

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.

© Моисеев В.С., 2010

© Гущина Д.С., 2010

© Моисеев Г.В., 2010

© Изд-во МОиН РТ, 2010

ISBN 978-5-4233-0022-7

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ ГЕНЕРАЛЬНОГО ДИРЕКТОРА ОАО ИСЛ-КПО ВС	5
ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА СЕРИИ	7
ВВЕДЕНИЕ	14
ГЛАВА I. СОВРЕМЕННЫЕ БЕСПИЛОТНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ.....	17
1.1. Области применения и современное состояние беспилотной авиации	17
1.2. Классификация беспилотных авиационных комплексов.....	24
1.3. Структура типового беспилотного авиационного комплекса	35
1.4. Основные принципы создания и применения ИнБАК.....	38
1.5. Типовой алгоритм функционирования ИнБАК	39
ГЛАВА II. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ВНЕШНЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ.....	42
2.1. Цели, задачи и проектные процедуры внешнего проектирования ИнБАК	42
2.2. Методика структурного синтеза ИнБАК.....	45
2.3. Применение эмпирических зависимостей при оценке проектных параметров ИнБАК.....	51
2.4. Методы оценки показателей надежности ИнБАК.....	54
2.5. Методика многокритериальной сравнительной оценки эффективности вариантов ИнБАК	65
ГЛАВА III. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ АНАЛИТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ	73
3.1. Оптимальный выбор основных параметров ИнБЛА и его целевого оборудования.....	73
3.2. Оптимизация состава целевого оборудования ИнБЛА.....	79
3.3. Формирование управляющих воздействий при полете ИнБЛА по заданной траектории в вертикальной плоскости	82
3.4. Оптимальный выбор траектории вывода ИнБЛА из точки старта в режим горизонтального полета.....	89
3.5. Формирование управляющих воздействий при полете ИнБЛА по заданной траектории в горизонтальной плоскости	96
ГЛАВА IV. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ.....	100

4.1. Формирование единого информационного пространства региона контроля.....	100
4.2. Моделирование функционирования ИнБАК	108
4.3. Оптимальный выбор состава средств и времени формирования единого информационного пространства.....	115
4.4. К задаче выбора оптимального количества информационных беспилотных летательных аппаратов.....	118
4.5. Оптимизация оперативного обслуживания заявок информационными беспилотными летательными аппаратами	124
ГЛАВА V. ПРИМЕРЫ РЕШЕНИЯ ОСНОВНЫХ ЗАДАЧ АНАЛИТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ.....	130
5.1. Формирование эмпирических зависимостей для решения задач внешнего проектирования.....	130
5.2. Расчет показателей надежности ИнБАК.....	133
5.3. Многокритериальная оценка эффективности существующих ИнБАК	136
5.4. Результаты решения основных задач аналитического проектирования ИнБАК	139
5.5. Результаты решения основных задач эффективного применения ИнБАК	151
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	156
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	158
ПРИЛОЖЕНИЕ. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ	168

ПРЕДИСЛОВИЕ ГЕНЕРАЛЬНОГО ДИРЕКТОРА ОАО ICL-КПО ВС

Дорогие друзья!

Монография, которую вы держите в руках, – это еще один шаг на бесконечном пути познания. Последние полвека невозможно себе представить без бурного развития информационных технологий, которые во многом определили лицо сегодняшнего мира. Очень важно, чтобы Россия в целом и наша республика в частности не оставались за бортом современных научных процессов, чтобы в мировом разделении труда наш регион играл роль не просто сырьевого придатка, а действительно высокотехнологичного промышленного кластера, база которого – мощные научные и образовательные центры.

Все предпосылки для этого есть. Так, КГТУ им. А.Н. Туполева (КАИ) – традиционно один из сильнейших технических вузов страны. Еще в 1933 году одним из первых среди авиационных вузов страны КАИ начал регулярно издавать сборники научных статей. А это своего рода показатель исследовательской активности вуза, уровня квалификации его преподавательского состава и общего потенциала.

Напомню, что Казань еще в советские времена была флагманом в области высоких технологий. На долю Казанского производственного объединения вычислительных систем (КПО ВС), преемником которого является компания ICL-КПО ВС, приходилось 40 % выпускаемой в отрасли продукции. Здесь был создан компьютер, который рассчитывал траекторию полета Юрия Гагарина. Казанские вычислительные машины стояли на военных базах стран Варшавского договора.

Как известно, строительство завода ЭВМ (впоследствии КПО ВС) положило начало ИТ-отрасли в Татарстане. Тогда были созданы ГНИПИ ВТ, КНИТИ ВТ, НПО «Алгоритм», Институт проблем информатики Академии наук РТ, профильные кафедры в КГТУ им. А.Н. Туполева (КАИ) и КГУ, которые успешно работают и сейчас. Надо отметить, что Казанский авиационный институт во все времена был базовым для предприятий, работающих в сфере информационных технологий, обладал высоким интеллектуальным потенциалом и сложившейся научной школой.

Сегодня, когда отрасль активно развивается, возрастает и роль вузов. Большое внимание уделяется подготовке высококвалифицированных кадров: при поддержке правительства увеличивается количество бюджетных мест в вузах, появляются новые узкие специализации. Компания ICL-КПО ВС, входящая в группу российских лидеров по таким направлениям, как разработка программного обеспечения, консалтинг, услуги в области информационной безопасности, ERP-услуги и производство оборудования, не мыслит себя без со-

трудничества с ведущими вузами, в том числе и с КГТУ им. А.Н. Туполева. Так, на базе нашего предприятия уже много лет успешно работает межкафедра-
льный филиал факультета технической кибернетики и информатики КГТУ им. А.Н. Туполева, где студенты занимаются по индивидуальным программам, включаясь в реальные производственные процессы.

Мне очень приятно, что преподаватели КГТУ им. Туполева в числе тех, кто двигает науку вперед. Ведь в современных условиях без теоретической подпитки, без освоения и развития новых технологий невозможно говорить о конкурентоспособности. Поэтому для нашей компании большая честь оказать КГТУ им. Туполева поддержку в выходе этой книги. Я убежден, что она будет полезна всем тем, кто работает в сфере информационных технологий.

Новых побед и научных свершений!

Генеральный директор ОАО «ICL-КПО ВС»

В.В. Дьячков

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 завершенной области научного знания с четко определенными предметом, целями, задачами и методами исследований. При этом практически отсутствуют научно обоснованные рекомендации 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, по-

священная математическим моделям и методам решения основных задач аналитического проектирования и эффективного применения информационных беспилотных авиационных комплексов. Полученные научные результаты могут быть использованы при разработке инженерных методик и прикладных информационных технологий создания и применения эффективных информационных беспилотных систем.

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

1. 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.

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

Излагаются основные понятия и методика разработки объектно ориентированных программ на языках С++, С++.NET и С# 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 С и желающих освоить .NET-технологии программирования.

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

Рассмотрены теоретические основы управления сложными территориально распределенными 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 распределенных систем.

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

Углубленно 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.

5. 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.

6. 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 удаленным объектам и событиям, а также разработке использующих их распределенных 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 распределенных Windows-приложений.

7. 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.

8. Габитов Р.И., Емалетдинова Л.Ю. Модели и методы разработки автоматизированных систем организационного управления: Монография. – Казань: РИЦ Школа, 2007. – 120 с., ил.

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.

9. Валеев М.Ф., Емалетдинова Л.Ю. Автоматизация организационного управления технологическими процессами налогообложения граждан: Монография. – Казань: РИЦ Школа, 2007. – 136 с., ил..

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.

10. 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 также 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.

11. 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.

12. 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.

13. 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 *содн* 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. Построена динамическая модель обнаружения цели с помощью БТА и аппаратурой, установленной в НПДУ на трассе полета 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. Предложены пространственные математические модели движения БРКВ и УАС. Рассмотрены основные принципы, направления и рекомендации по созданию перспективной АСУ *садн* как среды для применения РОК. Предложена общая ИТ разведки, целеуказания и применения УАС в составе РОК перспективной АСУ *садн*. 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.

14. 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.

15. 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. – 170 с.

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.

16. Медведев В.И. Особенности объектно-ориентированного программирования на C++/CLI, C# и Java. 2-е изд. испр. и доп. – Казань: РИЦ «Школа», 2010. – 444 с.

Излагаются основные понятия и методика разработки объектно-ориентированных программ на языках C++/CLI, C# и Java (J#).

Излагаются основные понятия и методика разработки объектно-ориентированных программ на языках C++/CLI, C# и Java (J#).

Изложение сопровождается многочисленными примерами законченных программ. Программы поясняются диаграммами языка UML.

Особое внимание акцентировано на наиболее сложных для понимания делегатах, событиях, уведомлениях, потоках и их синхронизации.

Параллельное изложение схожих основных языковых конструкций позволит лучше выявить не только близость и различие языков C++/CLI, C# и Java, но и лучше понять особенности этих языков.

Для студентов и преподавателей вузов по направлению вычислительной техники и информатики. Представляет интерес для всех, знающих язык C и изучающих объектно-ориентированное программирование, а также для тех, кто, овладев языком C++, интересуется особенностями и отличиями программирования на языках C++/CLI, Java(J#) и C#.

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

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время беспилотные авиационные комплексы (БАК), системообразующим элементом которых являются беспилотные летательные аппараты (БЛА), относятся к одной из наиболее динамично развивающихся областей авиационной техники во всем мире [6, 12, 32 и др.].

При этом приоритет отдается информационным БАК (ИнБАК), решающим задачи разведки целей и наблюдения за обстановкой. Значительный прогресс в создании и использовании таких комплексов в военной сфере объясняется тем, что они предоставляют большие боевые возможности при достаточно низкой стоимости эксплуатации по сравнению с пилотируемой техникой, выполняющей аналогичные задачи.

Отметим, что ИнБАК получили широкое применение в локальных войнах последних лет для информационного обеспечения боевых операций.

Беспилотная авиация предназначена для решения задач стратегической, оперативной и тактической разведки, особенности которых необходимо учитывать при проектировании БАК. В связи с этим для каждого класса БЛА (от сверхтяжелых до сверхлегких (микроБЛА)) необходимо использовать собственные методики их создания и применения.

Несмотря на то, что в настоящее время существует большой объем практических наработок по созданию и использованию БЛА, современное состояние беспилотной авиации отличается отсутствием теоретических основ создания и применения БАК, которые должны обеспечивать обоснованное принятие проектных решений, эффективное применение и дальнейшее развитие БАК. Необходимость разработки такой теории связана также с постепенным выделением современных БЛА в отдельный от управляемых ракет класс.

Существующие в этом направлении работы российских ученых П.М. Афонина, Л.С. Чернобровкина, А.А. Лебедева, А.В. Самарина и др. посвящены в основном управляемым (крылатым) ракетам. Вопросы создания и применения современных БАК рассматривались в работах П.П. Афанасьева, И.С. Голубева, С.М. Алексеева, А.Х. Каримова, В.М. Кирьянкова, А.В. Гомзина, Н.Н. Расторгуева [8, 15-17 и др.]. Следует отметить, что большинство диссертационных работ в этом направлении посвящены вопросам разработки систем управления БАК [35, 109-111 и др.]. При этом вопросы аналитического проектирования и эффективного применения БАК не нашли широкого применения при разработке и применении современных и перспективных БАК. Задачи аналитического проектирования применительно к изделиям авиационной и ракетной техники рассматривались в работах А.М. Летова, Н.В. Куршева, Ю.В. Кожевникова, Т.К. Сиразетдинова, В.С. Моисеева [97, 98, 124].

В первой главе предлагаются базовые понятия теории БАК:

- 1) предмет и задачи теории;
- 2) современные и перспективные задачи беспилотной авиации;
- 3) определения понятий современных БЛА и БАК;
- 4) классификации БЛА и БАК, учитывающие современные и перспективные задачи беспилотной авиации в военной сфере;
- 5) типовые структуры БАК и БЛА;
- 6) основные принципы создания и применения ИнБАК;
- 7) типовой алгоритм функционирования ИнБАК.

Во второй главе приводятся основные проектные процедуры внешнего проектирования применительно к ИнБАК. Предлагаются математические модели и методы, обеспечивающие решение ряда задач внешнего проектирования ИнБАК военного назначения:

- 1) структурного синтеза альтернативных вариантов ИнБАК;
- 2) формирования эмпирических зависимостей для оценки проектных параметров ИнБАК;
- 3) оценки интегральных показателей надежности ИнБАК;
- 4) многокритериальной сравнительной оценки эффективности вариантов ИнБАК.

Третья глава посвящена основным задачам аналитического проектирования ИнБАК, для решения которых предлагаются соответствующие модели и методы. К таким задачам относятся:

- 1) комплексное проектирование ИнБЛА и устанавливаемого на его борту целевого оборудования;
- 2) оптимальный выбор состава целевого оборудования различного вида для ИнБЛА;
- 3) формирование управляющих воздействий на основе заданной траектории полета ИнБЛА;
- 4) выбор оптимальной траектории вывода ИнБЛА из режима набора высоты в режим горизонтального полета в районе выполнения целевой задачи.

В четвертой главе приведены модели и методы решения основных задач эффективного применения ИнБАК:

- 1) модель единого информационного пространства, обеспечивающая эффективное решение с использованием ИнБАК задач информационного обеспечения боевых операций;
- 2) комплексная динамическая модель, позволяющая оценивать эксплуатационные параметры основных этапов выполнения ИнБАК целевых задач;
- 3) модель оптимального планирования состава и времени функционирования средств формирования единого информационного пространства.

В пятой главе представлены примеры решения сформулированных в работе задач аналитического проектирования и эффективного применения ИнБАК, показана адекватность предложенных моделей.

В заключении сформулированы основные результаты работы.

В приложении приведены исходные данные и результаты вычислительных экспериментов.

ГЛАВА I. СОВРЕМЕННЫЕ БЕСПИЛОТНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

В основу построения современных и перспективных беспилотных авиационных комплексов должны быть положены современные базовые понятия о БАК, которые предлагаются в данной главе в связи с их отсутствием в существующей литературе по беспилотной авиации.

Наибольший приоритет в настоящее время и в будущем будет отдаваться ИнБАК военного назначения, которые относятся к значимым средствам совершенствования и повышения эффективности разведки Вооруженных Сил РФ. ИнБАК также планируется применять в гражданских целях, в основном для решения задач мониторинга различных объектов.

1.1. Области применения и современное состояние беспилотной авиации

Беспилотные летательные аппараты различного назначения появились за рубежом и в нашей стране в 40-60-е гг. XX века [1]. Последующие этапы развития и применения БАК подробно рассматриваются в работах [1-3, 6, 7]. В настоящее время БАК активно разрабатываются специализированными фирмами и ведущими самолето- и вертолетостроительными организациями практически всех стран мира [6, 8-11]. Более 250 различных БЛА разрабатываются 32 зарубежными странами, 41 страна уже эксплуатирует 80 БЛА [12], и к 2010 году их количество должно достичь 1 000 единиц [13].

На основе анализа применения и тенденций развития беспилотной авиации [12, 17, 18, 20, 79, 80 и др.] сформулированы и систематизированы основные современные и перспективные задачи, решаемые с использованием БАК, приведенные на рис. 1.1. Эти задачи решаются в различных областях военной и гражданской сферы деятельности [17, 20, 79, 81].

Области военного применения БАК, определяемые их применением различными видами Вооруженных Сил, связаны, на наш взгляд, в основном со следующими задачами:

- 1) воздушная разведка целей и целеуказание огневым средствам;
- 2) наблюдение за обстановкой;
- 3) нанесение ударов по наземным (надводным) и воздушным целям;
- 4) имитация целей;
- 5) постановка помех радиотехническим средствам противника;
- 6) ретрансляция радиосигналов;
- 7) доставка и сброс грузов в труднодоступные и опасные районы.

В последнее время разведывательные БЛА находят свое применение в борьбе с терроризмом: для разведки баз боевиков и наблюдения маршрутов их

передвижения, обнаружения тайных оружейных складов, военных лагерей, минных полей [17, 18] и т. п. К широко применяемым в настоящее время разведывательным БЛА относятся: Predator, Searcher, Hermes, Pioneer, Shadow, Sperwer, Hunter, Global Hawk, «Пчела», «Типчак» и др. [8, 12, 17].



Рис. 1.1. Задачи, решаемые с использованием БАК

Известно, что в последних локальных конфликтах модифицированные разведывательные БЛА Predator B, Searcher II, Sperwer, Hunter стали широко применяться для нанесения ударов по наземным (надводным) целям. В качестве перспективных ударных задач, стоящих перед БЛА (например, Predator B, X-45, Taifun [17, 19, 79]), можно выделить: борьбу с воздушными целями, поражение элементов систем противовоздушной обороны противника, уничтожение боеголовок баллистических ракет при применении в составе систем противоракетной обороны и др.

Широкое применение имеют БЛА, играющие роль воздушных мишеней и авиационных ложных целей, например, БЛА Chukar, MQM-8 Vandal, BQM-34S Firebee, Mirach 100, Lakshya, TLX-1, LARTT-9, «Дань», E-95 и др. [6-8].

К тенденциям развития БАК относится также разработка или доработка имеющихся БЛА до многоцелевых образцов: разведывательно-ударных БЛА;

БЛА, решающих разведывательные и ретрансляционные задачи; ударные задачи и постановку помех и др. Примерами таких БЛА являются Predator B, Global Hawk, X-45, Hunter, Taifun и др. [8, 12, 17].

Таким образом, решаемые и перспективные задачи БЛА в военной сфере показывают их значимую роль в повышении боевых возможностей Вооруженных Сил.

К основным задачам БЛА гражданского назначения предлагается относить:

1) мониторинг (контроль) подстилающей поверхности, атмосферы, объектов инфраструктуры и других объектов;

2) ретрансляцию радиосигналов;

3) доставку и сброс грузов.

В качестве областей применения беспилотной авиации в гражданской сфере можно рассматривать [17, 20]:

1) топливно-энергетический комплекс (контроль состояния нефте- и газопроводов, линий электропередачи, обнаружение неисправностей и утечек и т.п.);

2) службы чрезвычайных ситуаций (экологический мониторинг, опрос сейсмических датчиков, обеспечение спасательных операций и др.);

3) службы безопасности (контроль и обнаружение нарушителей, использование при проведении антитеррористических мероприятий);

4) судоходство (поиск и обнаружение судов, терпящих бедствие, судов-нарушителей, контроль границ и правил рыболовства);

5) сельское хозяйство (наблюдение за состоянием земель и определение характеристик почвы);

6) телекоммуникационные сети (БЛА могут рассматриваться как системы связи, ретрансляционные узлы и навигационные системы);

7) океанология (мониторинг ледовой обстановки, волнения моря и др.);

8) геологоразведка (разведка полезных ископаемых, подповерхностное зондирование Земли и др.);

9) метеорология (контроль гидрометеобстановки).

К известным БЛА гражданского назначения относятся: семейство БЛА «Иркут», «Данэм», «Вертикаль», «Альбатрос», Zala 421-02 и другие, в основном мини- и микроБЛА, приведенные в материалах Первого Международного форума и выставки «Беспилотные многоцелевые комплексы в интересах ТЭК-2007» [82].

Значительный прогресс в создании и использовании беспилотной авиации объясняется тем, что БЛА в большей степени, чем пилотируемые ЛА, отвечают требованию «стоимость-эффективность», а также они минимизируют риск для жизни пилотов. Комплекс на базе БЛА отличается низкой стоимостью эксплуатации по сравнению с пилотируемой авиационной техникой, выполняющей

аналогичные задачи [17]. Главным фактором, влияющим на сокращение стоимости, является отсутствие значительных затрат на подготовку летного персонала, которые с непрерывным ростом сложности перспективной авиационной техники увеличиваются [14]. Более того, БАК обладают уникальными, только им присущими свойствами, позволяющими использовать их в условиях:

- а) невозможности применения пилотируемой авиации;
- б) отсутствия обеспечивающей инфраструктуры;
- в) химического, бактериологического и радиоактивного заражения.

Результаты сравнительного анализа некоторых свойств БАК и пилотируемых ЛА, рассмотренные в работе [17], отражены в табл. 1.1.

Основные направления развития БАК в России и за рубежом представлены в работах [31, 80]. Большая перспектива заключается в совместном использовании беспилотных комплексов, включающих в свой состав как беспилотные летательные аппараты, так и беспилотные наземные, морские и подводные средства. Эти беспилотные средства имеют множество общих свойств и, по всей вероятности, будут в будущем работать в тесном взаимодействии [12].

Таблица 1.1

Показатель боевого свойства	Беспилотные авиационные комплексы	Пилотируемые авиационные комплексы
Относительная стоимость разработки	0,3-0,02	1,0
Материальные затраты на подготовку персонала	0,05	0,5-1,0
Временные затраты на подготовку персонала	4-6 месяцев	5-8 лет
Продолжительность полета	по запасу топлива	6-8 часов
Маневренность	по прочности конструкции	до 8 ед.
Вероятность преодоления ПВО	0,8-0,9	0,4-0,5
Радиозаметность	0,01-0,03	1,0
Время подготовки к полету	1,5 часа	2-3 суток

Вышеприведенные сведения, в т. ч. данные таблицы 1.1, показывают значимую роль БАК и их существенные преимущества над пилотируемыми АК. Но, несмотря на это и на широкое применение БАК, современное состояние беспилотной авиации отличается отсутствием теоретических основ создания и применения БАК, которые необходимы для принятия рациональных проектных решений, их эффективного применения и дальнейшего развития. Необходимость разработки такой теории обосновывается следующими факторами:

1. Выделение современных БЛА в отдельный от управляемых ракет класс.
2. Преимущества БАК над пилотируемыми ЛА при решении военных и гражданских задач и расширение областей их применения (групповое применение)

ние БЛА, высотные БЛА с большой продолжительностью полета, боевые БЛА, сверхлегкие БЛА, БЛА вертикального взлета и посадки и т. д.).

3. Бурное развитие и широкое использование новейших информационных и промышленных технологий, электронной техники для автоматизации процессов применения БАК (спутниковые системы навигации и связи, высокопроизводительные бортовые и наземные ЭВМ, автоматизированные системы обработки целевой информации, цифровые системы передачи данных и т.д.).

4. Большой объем существующих к настоящему времени практических наработок по созданию и применению БАК различного назначения.

Предметом теории БАК должны быть вопросы создания и эффективного применения БАК различного назначения.

В качестве основных задач теории БАК предлагается рассматривать следующие задачи [78]:

- 1) разработка принципов создания и применения БАК;
- 2) разработка единой современной терминологии теории БАК;
- 3) формирование перечня решаемых БАК задач;
- 4) классификация существующих и перспективных БАК и БЛА;
- 5) определение и обоснование требований к БАК;
- 6) системный анализ проблем создания и применения БАК различного назначения, в т.ч. формирование критериев эффективного применения БАК при решении различных задач;
- 7) разработка моделей и методов внешнего проектирования БАК (в т.ч. аналитического проектирования);
- 8) разработка моделей и методов внутреннего проектирования БАК;
- 9) формирование и разработка промышленных и информационных технологий для реализации требований к БАК;
- 10) разработка методик оценки эффективности БАК;
- 11) разработка моделей и методов эффективного применения БАК;
- 12) разработка методик подбора и методов обучения персонала БАК;
- 13) разработка моделей взаимодействия пилотируемых и беспилотных авиационных комплексов и группы БАК в едином информационном пространстве;
- 14) разработка методов испытаний БАК и методик обработки и анализа результатов испытаний.

Отметим, что на основе анализа доступных научных работ [12, 15, 17, 18, 21, 31, 109-111, 123] в области разработки и применения БАК выявлено полное или частичное отсутствие рассмотрения вышеприведенных задач.

Результатом создания такой теории должны стать научно обоснованные рекомендации по организации эффективной разработки, эксплуатации и развития БАК для решения многообразных военных и народнохозяйственных задач.

Данная теория должна обеспечивать процесс планирования разработки и применения БАК, определение сроков доступности определенных возможностей БАК. Задел теории БАК может быть заимствован при разработке и применении других беспилотных средств [12, 17] и при совместном применении авиационных, наземных и морских беспилотных средств.

Следует отметить, что наряду с отсутствием теории БАК в настоящее время не имеется единой современной терминологии в этой области авиационной науки и техники. В литературе используется большое количество терминов, описывающих рассматриваемый класс ЛА [4, 17, 22]. В частности, аббревиатурой БПЛА в основном обозначаются беспилотные ЛА, осуществляющие автономный (в автоматическом режиме) полет по введенной перед стартом на борт БЛА программе, предусматривающей выполнение координатного или координатно-временного графика [17]. Кроме этого, широкое распространение получил термин «дистанционно пилотируемый ЛА» (ДПЛА), означающий ЛА, управляемый дистанционно по радиокомандам (с визуальной или автоматической оценкой выполнения программы полета и формированием команд управления по результатам этой оценки оператором или автоматически) [17, 20 и др.].

Анализ существующих и перспективных разработок в области беспилотной авиации [8, 12, 17 и др.] показал, что практически во всех БЛА для обеспечения гибкости их эксплуатации реализуется и автоматический, и радиокомандный режим управления.

В работе [24] для БЛА военного применения даны лишь частные определения «беспилотные разведывательные ЛА» и «беспилотные средства нападения», которые сводятся только к указанию их назначения. В более поздней работе [26] приводится определение «беспилотный летательный аппарат», которое заключается лишь в перечислении разновидностей такого вида ЛА, а именно ДПЛА, БПЛА и управляемых ракет различного назначения.

На наш взгляд, в будущей теории БАК необходимо использовать единый термин «беспилотный летательный аппарат», сокращенно БЛА, который обозначает ЛА, не имеющий на борту пилота, использующий аэродинамические силы для обеспечения полета в атмосфере, имеющий съемную целевую нагрузку, определяющую его назначение, и осуществляющий полет как по заранее заданной программе, так и при дистанционном управлении [32]. При этом БЛА могут быть одноразового и многократного применения.

При определении введенного понятия БЛА использовался классический логический прием определения понятия через ближайший род и видовое отличие [25]. Следуя этому подходу и учитывая, что за последние 5-7 лет изменилось представление о БЛА, их роли и месте в современном мире, а также появилось большое разнообразие БЛА, в настоящее время необходимо произвести

обособление беспилотных летательных аппаратов современного понимания [4, 12]. Как отмечалось выше, в нашей стране под понятием БЛА также понимали и понимают управляемые (крылатые) ракеты и автоматические космические аппараты (спутники) [4, 16, 26].

Считаем, что управляемые (крылатые) ракеты должны относиться к отдельному классу ракетной техники, а орбитальные спутники – к классу космической техники.

Следуя работе [12], отметим основные отличия крылатых ракет от БЛА:

а) БЛА оборудованы системами, обеспечивающими их возвращение после выполнения задания;

б) вооружение, носимое БЛА, не интегрировано в его конструкцию, в отличие от крылатых ракет, имеющих специализированную интегрированную в конструкцию боевую часть;

в) БЛА имеют целевое оборудование и двигатели с характеристиками, отличными от характеристик этих систем у ракет;

г) траектории полета БЛА различного назначения также отличаются от траекторий полета ракет.

БЛА могут выполнять поставленные перед ними целевые задачи, только являясь, в свою очередь, элементами некоторой системы. В настоящее время для обозначения такой системы используются понятия «беспилотная авиационная система» [14, 20] и «беспилотный авиационный комплекс» [13, 22]. Первый термин, на наш взгляд, является неудачным, так как общепринятым является тот факт, что все самолеты и вертолеты военного назначения рассматриваются как элементы соответствующих авиационных комплексов.

Беспилотным авиационным комплексом (БАК) будем называть эргатическую (человеко-машинную) систему, включающую в свой состав беспилотные ЛА (рассматриваемые как системообразующие элементы), пункты управления, передачи и обработки информации, технические средства их старта и посадки, средства технического обслуживания и персонал [32]. Вся эта система во взаимодействии обеспечивает применение и эксплуатацию БАК.

Отметим, что термин БАК принят и широко используется в практической деятельности ведущих организаций, разрабатывающих беспилотные летательные аппараты и комплексы, в частности ОАО «ОКБ «Сухого» (Москва), ОАО «Концерн «Вега» (Москва), ОАО «КБ «Луч» (Рыбинск), ОАО «ОКБ «Сокол» (Казань).

Как показывает анализ применения и перспектив развития БАК военного назначения, при определенных условиях несколько БАК могут быть объединены в систему с единым управлением.

1.2. Классификация беспилотных авиационных комплексов

При создании БАК, в т. ч. при формировании их рационального облика, большую роль играет их классификация, определяющая роль и место каждого комплекса и его основные характеристики. Необходимость классификации связана также с тем, что каждый вид, тип и группа комплексов требует для их практической реализации собственных методик создания и применения [32, 47].

Имеющиеся к настоящему времени классификации БАК и БЛА [14, 19, 20] не являются достаточно полными, поэтому в данном разделе приводятся наиболее полные, на наш взгляд, классификации, учитывающие современные и перспективные задачи, решаемые БАК в военной сфере (см. рис. 1.1).

Основой любого БАК, предназначенного для решения задач, представленных на рис. 1.1, является соответствующий беспилотный ЛА. В связи с этим на рис. 1.2 приводится общая классификация существующих и перспективных БЛА военного назначения. Дополняя классификации БЛА из работ [2, 18-20], предлагается классифицировать военные БЛА по принципу создания подъемной силы, по их назначению, по способу управления полетом и кратности применения. На рис. 1.3 предлагается классификация наиболее распространенных и перспективных БЛА самолетной схемы.

По принципу создания подъемной силы БЛА подразделяются на БЛА самолетной схемы (Predator, Global Hawk, «Пчела», «Дань» и др. [6, 8, 12, 17]), БЛА вертолетной схемы (КА-137, Schiebel Camcopter, RQ-8 Fire Scout и др. [8, 12, 17]) и БЛА нетрадиционной схемы (Organic Air Vehicle-II, Aurora, Honeywell Concept [6, 12, 17]). По сравнению с классификацией БЛА в работе [32] здесь добавлен класс БЛА нетрадиционной схемы.

На основе сформированных групп военных задач БАК, приведенных на рис. 1.1, в данной работе предлагается разбивать все БЛА военного применения по назначению на следующие четыре класса [32]:

1. Информационные БЛА, решающие задачи разведки целей, целеуказания и наблюдения за обстановкой.

2. Боевые БЛА, предназначенные для нанесения ударов по целям.

3. Имитационные БЛА (воздушные мишени и авиационные ложные цели) используются для воспроизведения с помощью входящих в их состав БЛА ЛТХ и информационных признаков воздушных целей как при испытаниях образцов средств ПВО и боевой подготовке личного состава таких средств, так и для защиты воздушных средств нападения.

4. Специализированные БЛА, которые решают задачи постановки помех, ретрансляции данных, задачи исследовательского характера, доставки и сброса грузов и др.

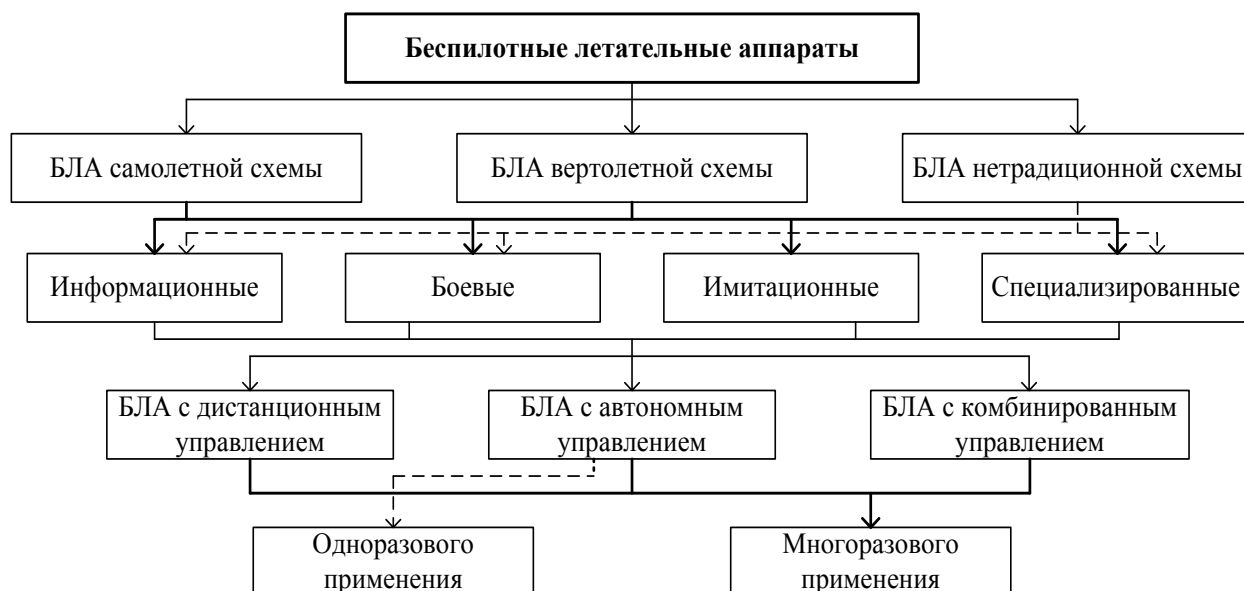


Рис. 1.2. Классификация БЛА военного назначения

Обобщая работы [6, 8, 12, 17 и др.], предлагается разбивать все БЛА по способу управления их полетом на три класса:

– БЛА с дистанционным управлением (ДПЛА), радиокомандное управление которыми осуществляется персоналом БАК в режиме реального времени. При этом формирование радиокоманд выполняется оператором или автоматически по результатам визуальной или автоматической оценки выполнения БЛА программы полета.

– БЛА с автономным управлением, выполняющие свои задачи по введенной в пилотажный комплекс программе полета, предусматривающей выполнение координатного или координатно-временного графика. При необходимости возможно вмешательство оператора пункта управления для корректировки программы полета.

– БЛА с комбинированным управлением, совмещающие в себе вышеперечисленные способы управления. Этот способ управления является наиболее распространенным.

Отметим, что в настоящее время имеется тенденция увеличения уровня автономного управления БЛА [12].

По кратности применения БЛА классифицируются на одноразовые (Taifun, LEWK, Harpi и др.) и многоразовые. Для БЛА одноразового применения, на наш взгляд, целесообразно использовать только автономное управление. Информационные БЛА относятся в основном к БЛА многоразового применения. По виду аэродинамической схемы, а именно по типу и расположению оперения, все БЛА самолетной схемы классифицируются на БЛА классической схемы, схемы типа «утка», схемы «бесхвостка» и схемы «летающее крыло» [37].

По основным летно-техническим характеристикам БЛА самолетных схем предлагается условно разделить на пять групп [32]:

- по взлетной массе (сверхлегкие – до 5 кг, легкие – до 200 кг, средние – до 1 000 кг, тяжелые – до 10 000 кг, сверхтяжелые – более 10 000 кг);
- по продолжительности полета (малой продолжительности – до 1 часа, средней продолжительности – до 24 часов, большой продолжительности – более 24 часов);
- по высоте полета (низковысотные – до 1 000 м, средневысотные – до 10 000 м, высотные – до 20 000 м, сверхвысотные – более 20 000 м);
- по радиусу действия (малого радиуса действия – до 10 км, среднего – до 150 км, дальнего – до 1 000 км, сверхдальнего – более 1 000 км);
- по скорости полета (дозвуковые, сверхзвуковые и гиперзвуковые [29]).

Анализ характеристик существующих и перспективных ИнБАК показывает, что стратегические ИнБАК имеют большой радиус действия (более 1 000 км), большие высоты (более 10 км) и продолжительность полета (более 24 часов) входящих в них БЛА. ИнБАК оперативного уровня характеризуются средним радиусом действия (от 10 до 150 км), средней продолжительностью (до 24 часов) и высотой полета (от 1 до 10 км) ИнБЛА. Тактические ИнБАК имеют небольшой радиус действия (до 10 км), БЛА этих БАК совершают полет на малых высотах (до 1 км) с малым временем полета (до 1 часа).

По способу старта БЛА самолетных схем классифицируются на БЛА наземного, корабельного, воздушного старта и БЛА, стартующие с руки. Первые два класса включают в себя БЛА, стартующие с пусковых установок, БЛА, взлетающие по-самолетному и БЛА вертикального взлета и посадки. По способу посадки многоразовые БЛА разбиваются на БЛА, осуществляющие посадку с использованием парашютно-амортизационных систем и приземляющиеся по-самолетному на ВПП. Для БЛА, стартующих с руки, возможна посадка только с использованием парашютно-амортизационных систем.

По конструктивному исполнению БЛА можно подразделить на БЛА оригинальной конструкции и БЛА, изготовленные на базе других, как правило, серийных пилотируемых самолетов [3, 17].

Приведенную классификацию, иллюстрирующую широкое многообразие существующих и перспективных БЛА самолетных схем, можно также применить к активно разрабатываемым у нас в стране и за рубежом беспилотным вертолетам, кроме сверхтяжелых, сверхвысотных, сверхдальнего радиуса действия, сверх- и гиперзвуковых образцов, разработка которых, на наш взгляд, невозможна или нецелесообразна.

Строго говоря, границы между классами по конкретным признакам редко бывают четко выраженными и являются условными.

На основе классификаций БЛА (рис. 1.2 и 1.3) и обобщения работ [14, 19, 20] была построена классификация БАК военного назначения [30, 47], приве-

денная на рис. 1.4. По виду БЛА предлагается выделять самолетные, вертолетные БАК и БАК нетрадиционных схем.

В соответствии с разделением БЛА по функциональному признаку все существующие и перспективные БАК по назначению разбиваются на информационные, боевые, имитационные и специализированные БАК.

При этом БАК нетрадиционных схем нецелесообразно, на наш взгляд, создавать для решения имитационных задач.

Отметим, что к специализированным БАК относятся комплексы, решающие задачи, не относящиеся к вышеприведенным основным, наиболее распространенным группам. К таким задачам относятся задачи ретрансляции радиосигналов [8, 12], постановки помех средствам противника [8, 12], задачи исследовательского характера [23], задачи доставки и сброса грузов в труднодоступные и опасные районы и др. В настоящее время функции ретрансляции и постановки помех, как правило, возлагаются на информационные и имитационные БЛА соответственно. Однако, как показывает практика, специализированные ЛА оказываются более простыми по своему устройству и экономически более выгодными. Функции доставки и сброса грузов рассматриваются как перспективные.

БАК, решающие задачи исследовательского характера, используются в процессе создания новых образцов самолетов и вертолетов и в основном при отработке критических режимов их эксплуатации на летающих моделях для оценки принятых концепций. В качестве примера применения этого типа комплекса можно привести факт использования при разработке истребителя F-104A его беспилотной копии в масштабе 1:7 [23], а также летающую лабораторию БЛА Barracuda [70].

В зависимости от уровня решаемых задач все БАК можно подразделить на тактические, оперативные и стратегические комплексы [8, 10, 17].

БАК различного базирования характеризуются местом старта/посадки применяемых БЛА, а также расположением стартовых/посадочных средств и пунктов управления полетом БЛА. В связи с этим различаются БАК наземного, корабельного, воздушного и комбинированного базирования.

Важность предложенных выше классификаций состоит в том, что каждый класс определяет область, уровень решаемых задач, а также диапазоны характеристик БАК и БЛА.

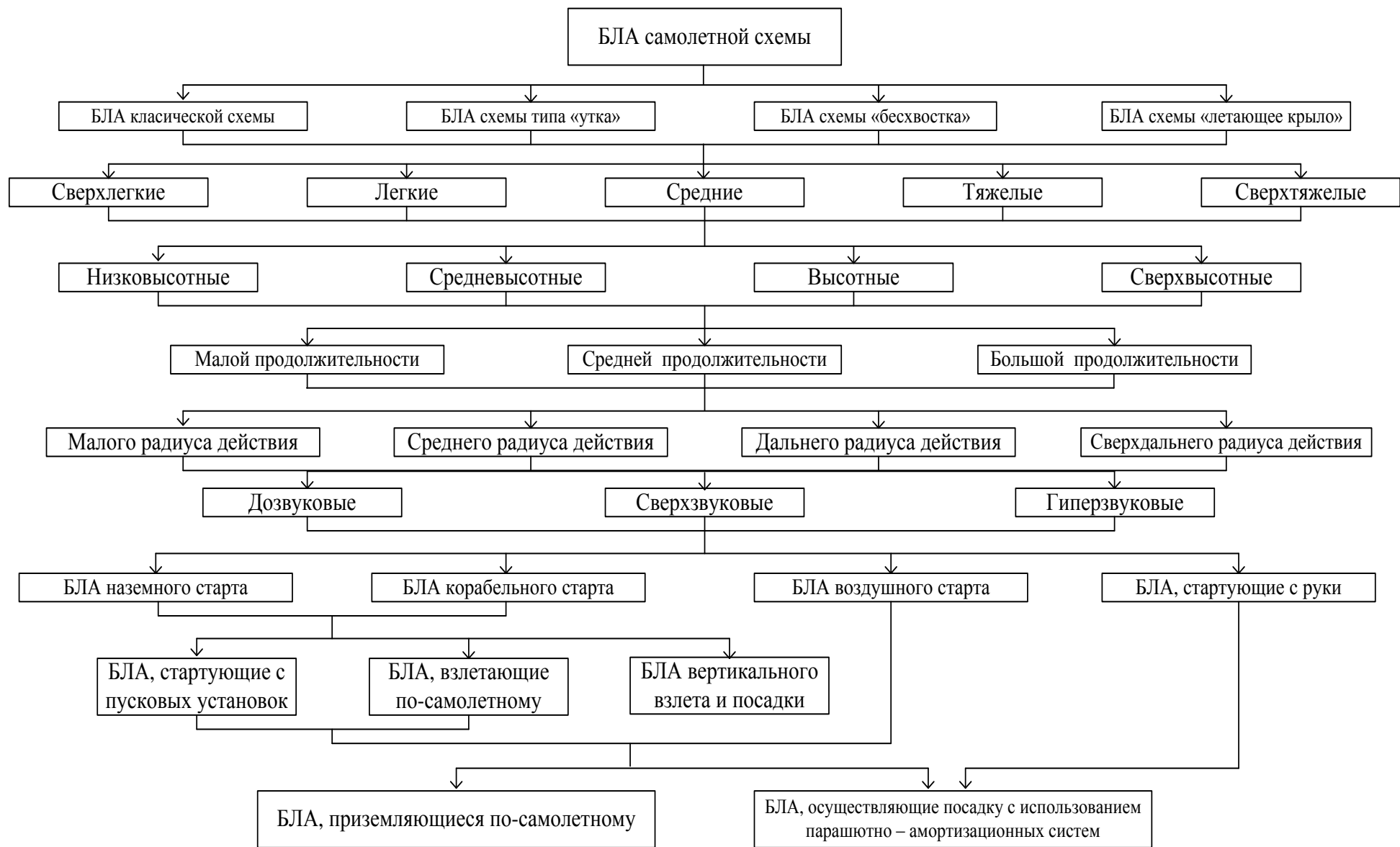


Рис. 1.3. Классификация БЛА самолетной схемы



Рис. 1.4. Классификация БАК военного назначения

1.3. Структура типового беспилотного авиационного комплекса

Известно, что при формировании любой теории необходимо обозначить и описать рассматриваемый объект исследования. Анализ имеющейся литературы [8, 18, 21, 23 и др.] показал отсутствие общепринятого состава компонентов БАК и БЛА.

В составе БАК, в соответствии с введенным определением, предлагается выделять три группы составных частей [32]:

- 1) функциональные средства;
- 2) обеспечивающие средства;
- 3) персонал БАК. Дальнейшая детализация составных частей БАК приведена на рис. 1.5.

БЛА, входящие в состав БАК и оснащенные соответствующей целевой нагрузкой, определяют его специализацию, представленную на рис. 1.4. Стартовые и посадочные средства могут включать в свой состав транспортные машины, пусковые установки, а также аппаратуру и оборудование для пред- и послеполетного контроля БЛА и обеспечения их посадки. Эта часть БАК обслуживается техническими расчетами, входящими в состав персонала комплекса.

Пункты управления (ПУ) БАК, объединяющие в себе аппаратуру и оборудование для разработки программ полетов БЛА, полетного контроля их технического состояния, радиокомандного управления выполнением полетных заданий, а также для сбора, обработки и передачи информации, функционируют с помощью расчетов управления БАК, включающих в себя командира расчета и операторов соответствующих специализаций.

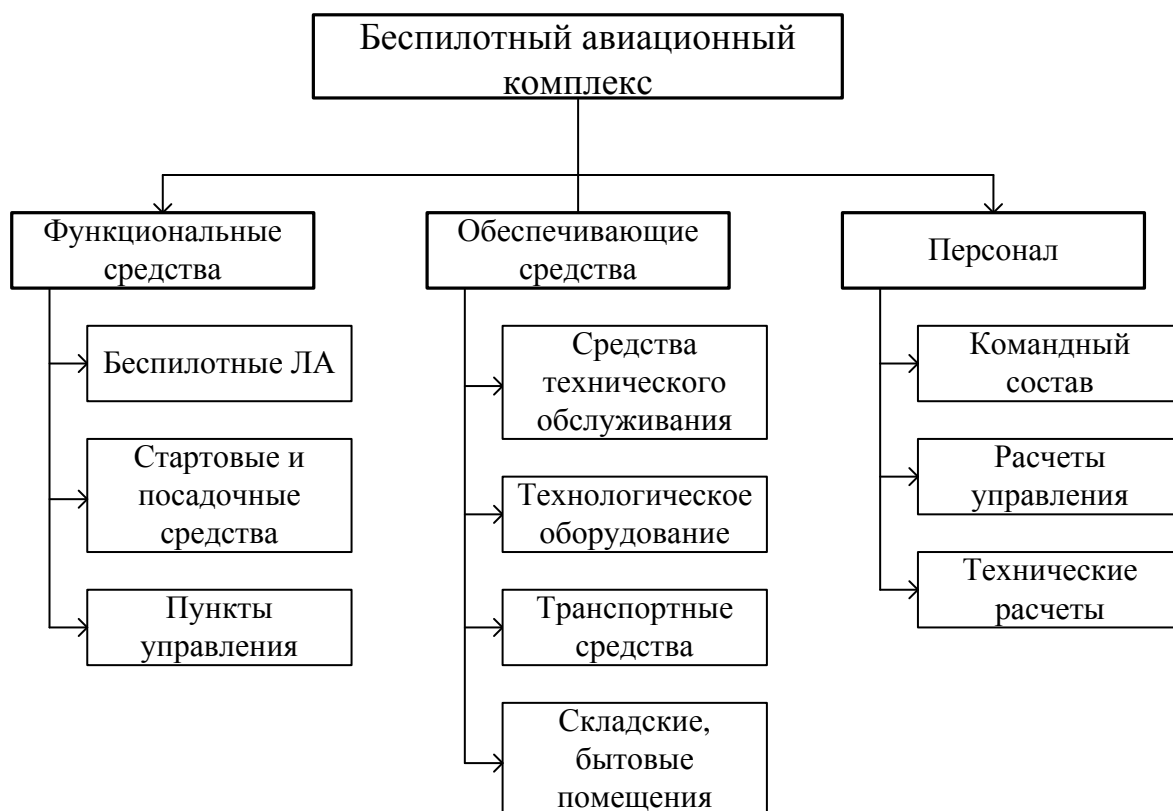


Рис. 1.5. Типовой состав БАК

Обеспечивающие средства БАК предназначены для подготовки БЛА к полету, обслуживания БЛА после полета, проведения текущих регламентных и ремонтных работ, а также для хранения средств комплекса. Эта группа средств обслуживается персоналом, входящим в состав технических расчетов БАК.

На рис. 1.6 приведена типовая укрупненная структура БЛА самолетных схем как сложной технической системы, полученная на основе анализа и обобщения данных о существующих и перспективных образцах беспилотной авиационной техники [6, 8, 21].

Успешное решение беспилотными аппаратами полетных задач возможно только при организации эффективного взаимодействия всех компонентов, которые по своей природе могут быть механическими, электромеханическими, электрическими, радиоэлектронными и оптико-электронными системами.

К основным системам БЛА, в т.ч. информационного БЛА, относятся: планер, взлетно-посадочные устройства, силовая установка и бортовое оборудование. Бортовое оборудование подразделяется на общее и целевое оборудование. В состав общего оборудования входят: пилотажный комплекс (система автоматического управления, блок датчиков, исполнительные механизмы), система электроснабжения, бортовая часть радиопередачи и приема целевой информации, навигационный блок, система сбора и передачи телеметрической информации (пилотажные, навигационные параметры, контрольные параметры состояния бортовых систем).

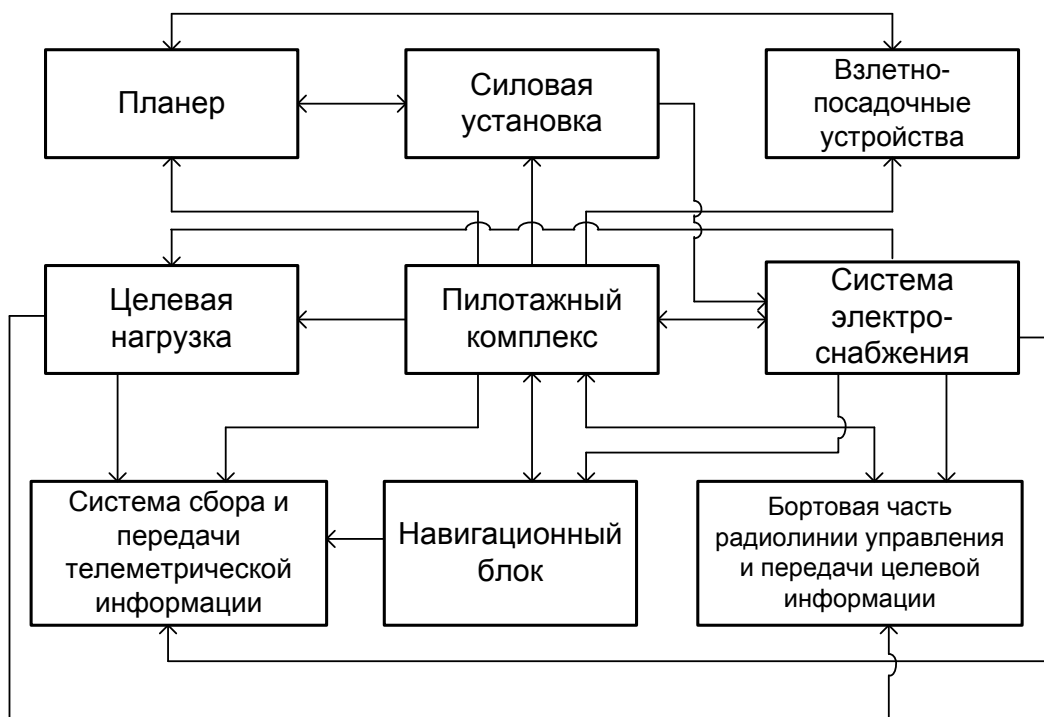


Рис. 1.6. Типовая укрупненная структура БЛА

К общему оборудованию БЛА относится также система обеспечения, которая может включать оборудование опознавания государственной принадлежности, противопожарное, противообледенительное оборудование, систему защиты и др. Для повышения эффективности работы перечисленное оборудование БЛА может быть оснащено специальными вычислительными средствами на базе микропроцессорной техники.

Краткая характеристика всех основных систем БЛА и описание их взаимодействия приведены в работе [32].

На основе введенных понятий БАК и БЛА с учетом рассмотренных классификаций (рис. 1.2-1.4) и составов БАК и БЛА (рис. 1.5 и 1.6) были определены понятия информационного БАК и БЛА.

Информационный БЛА (ИнБЛА) – это БЛА, у которого в качестве целевой нагрузки используется оборудование, обеспечивающее решение задач поиска, обнаружения, распознавания и идентификации объектов, а также задачи наблюдения за объектами и задачи целеуказания. При этом в состав бортового оборудования ИнБЛА должна входить аппаратура передачи целевой информации для своевременного (в режиме реального времени) доведения этой информации до потребителя.

Информационный БАК (ИнБАК) – эргатическая система, включающая в свой состав информационные БЛА, пункты управления, передачи и обработки целевой информации, технические средства их старта и посадки, средства технического обслуживания и персонал, включающий операторов-дешифровщиков.

1.4. Основные принципы создания и применения ИнБАК

Эффективное решение существующих и перспективных задач с помощью ИнБАК требует при их создании и применении руководствоваться рядом базовых принципов теории БАК, к основным из которых предлагается относить [30, 47] следующие:

1. Минимизация затрат на проектирование, производство и эксплуатацию ИнБАК. Использование этого принципа обусловлено высокой наукоемкостью всех компонентов комплекса и целью обеспечения конкурентоспособности ИнБАК по сравнению с пилотируемыми авиационными комплексами.

2. Функционально-блочное построение бортового оборудования ИнБЛА, обеспечивающее создание семейства разнообразных по составу и решаемым задачам ИнБЛА на базе единой унифицированной авиационной платформы. Этот принцип позволяет осуществить возможность выбора характеристик ИнБЛА в соответствии с требованиями специалистов по целевому оборудованию и упрощает технологию сборки ИнБЛА [17].

3. Минимизация трудоемкости технического обслуживания и ремонта ИнБАК. Реализация этого принципа (при заданном уровне достоверности оценки технического состояния ИнБАК) позволяет увеличивать число одновременно действующих ИнБЛА при выполнении с их помощью долговременных операций.

4. Обеспечение максимального уровня автоматизации процессов управления полетами ИнБЛА и функционированием бортовых систем и оборудования. Этот принцип предполагает совместное использование в каждом ИнБЛА программ автоматического контроля состояния ИнБЛА и программ автоматического управления полетом, вводимых в его бортовое оборудование при предполетной подготовке, а также использование радиокомандного управления, осуществляемого оператором при отклонениях от программы полета, или для выполнения ИнБЛА не предусмотренных в ней маневров.

5. Многоразовое и групповое применение ИнБЛА. Принцип определяет то, что каждый ИнБЛА, входящий в состав ИнБАК, при его индивидуальном и групповом применении должен осуществить не менее десяти взлетов/посадок [9].

6. Мобильность и автономность ИнБАК. Реализует возможность оперативной доставки средств комплекса в требуемый район и возможность его независимого применения.

7. Опытно-боевая эксплуатация ИнБАК. Этот принцип позволит усовершенствовать обратную связь «эксплуатация – разработка».

8. Применение новых информационных и промышленных технологий в процессах проектирования и эксплуатации ИнБАК. Обеспечение этого принципа требует максимального уровня автоматизации проектных процедур при раз-

работке ИнБАК и функций персонала ИнБАК с использованием во всех компонентах комплекса существующих и перспективных средств вычислительной и телекоммуникационной техники, оснащенных соответствующим программным и информационным обеспечением.

9. Унификация компонентов ИнБАК (в том числе программных средств), позволяющая сократить количество типов используемых БЛА, наземных средств и другого оборудования при условии оперативной компоновки из них требуемой для решения конкретных задач конфигурации БАК, включающей различные типы БЛА, целевого оборудования, пунктов управления. Примером создания ряда унифицированных, многофункциональных БАК является семейство авиационных комплексов «Иркут», которое включает в себя БЛА пяти типов, наземные пункты управления трех типов, выносные терминалы, средства наземного обслуживания, унифицированное математическое и программное обеспечение [11].

10. Использование международных стандартов качества при создании ИнБАК для обеспечения их конкурентоспособности на внешнем рынке.

1.5. Типовой алгоритм функционирования ИнБАК

При следовании системному подходу на всех этапах разработки ИнБАК, в т.ч. при определении требований к ИнБАК, должны учитываться вопросы его применения.

Управление ИнБАК при решении задач, поставленных вышестоящей организацией, осуществляет персонал командного состава ИнБАК (см. рис. 1.5). Полный состав и функции этой категории персонала ИнБАК отсутствуют в литературе по беспилотной авиации.

Следуя опыту ВВС при решении задач, представленных на рис. 1.1, предлагается организационно объединить все компоненты БАК в составе беспилотной авиационной эскадрильи (БАЭ), приданной соответствующему подразделению. В этом случае командный состав БАК будет включать в себя командира, начальника штаба и штурмана БАЭ, выполняющих известные функции. Состав средств БАЭ определяется задачами того подразделения, к которому она придана. Отметим, что термин «беспилотная эскадрилья» (или «эскадрилья БЛА») уже получил свое распространение в научно-технической литературе [6]. При этом в этих работах алгоритм функционирования беспилотной эскадрильи не приводится.

Проиллюстрируем организацию работы БАЭ на примере такой перспективной в настоящее время функции БАК, как формирование единого информационного пространства [54, 55] путем воздушного наблюдения за обстановкой в некотором заданном районе.

Укрупненный алгоритм функционирования информационного БАК, приведенный на рис. 1.7, включает в себя следующие этапы [32].

В блоке 1 командир БАЭ получает от руководителя проводимой операции распоряжение о выделении требуемого числа ИнБЛА и БЛА-ретрансляторов с графиками и эшелонами их полетов в заданных областях района с используемой целевой аппаратурой.

При реализации блока 2 командир и начальник штаба БАЭ планируют места дислокации компонентов ИнБАК и полетные задания для БЛА. Штурман БАЭ проводит все необходимые расчеты для обеспечения полетов используемых ИнБЛА и БЛА-ретрансляторов.

Выполнение блока 3 означает выдвижение в назначенные места дислокации и развертывание всех компонентов ИнБАК. При реализации блока 4 проводится предстартовая подготовка БЛА и командир БАЭ докладывает руководителю операции о готовности ИнБАК. Согласно графику полетов производится пуск БЛА.

В блоке 5 командиры расчетов ПУ докладывают командиру БАЭ о начале выполнения задач воздушного наблюдения, операторы управления контролируют полет БЛА.

При выполнении блока 6 операторы-дешифровщики ПУ получают информацию от целевой аппаратуры ИнБЛА по широкополосному каналу передачи данных, анализируют обстановку в областях их ответственности и докладывают командиру расчета ПУ результаты наблюдения.

В случае выявления (обнаружении, распознавании, идентификации) объектов в зоне ответственности каждого ПУ (см. блок 7) операторами-дешифровщиками производится определение координат объектов и командир расчета ПУ приказывает оператору связи передать при необходимости полученную информацию в виде фрагментов электронных карт областей с нанесенными на них координатами и характеристиками объектов командиру БАЭ и руководителю операции. При невозможности выявить объекты или при недостаточном уровне выявления объектов командиром БАЭ принимается решение либо о повторном облете зоны поиска, либо о продолжении выполнения программы полета или о прекращении полета. Аналогичные решения могут быть приняты после определения и передачи координат объектов (см. блок 8).

При получении от командира БАЭ приказа о повторном контроле определенных областей командир расчета ПУ отдает распоряжение оператору управления соответствующего БЛА о переходе на радиокомандный режим управления его полетом. При выполнении этим оператором соответствующих действий параллельно выполняются работы блока 6.



Рис. 1.7. Укрупненный алгоритм функционирования ИнБАК

В блоке 9 по завершении полетных заданий каждый БЛА в программном или радиокомандном режимах управления осуществляет полет в зону посадки и выполняет посадку. После посадки БЛА при реализации блока 10 персоналом технических расчетов ИнБАК осуществляется послеполетный контроль, техническое обслуживание и при необходимости ремонт с отправкой годных к применению БЛА на стартовые позиции ИнБАК. В блоке 11 после выполнения полетного задания выполняется свертывание ИнБАК.

Данный алгоритм может быть использован при разработке моделей эффективного применения ИнБАК, а также положен в основу информационной технологии управления функционированием БАК [74].

ГЛАВА II. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ВНЕШНЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Создание полноценной теории БАК, задачи и принципы которой были приведены в главе I, требует проработки теоретических вопросов их проектирования, являющихся в настоящее время в достаточной для практики мере нерешенными.

При этом будущая эффективность любого БАК, в т.ч. ИнБАК, во многом обусловлена результатами внешнего проектирования. В связи с этим в данной главе предлагаются основные проектные процедуры, выполнение которых, на наш взгляд, необходимо для комплексного внешнего проектирования ИнБАК. Предлагаются подходы к решению ряда задач внешнего проектирования ИнБАК военного назначения, который является объектом исследований в данной работе.

2.1. Цели, задачи и проектные процедуры внешнего проектирования ИнБАК

Будем считать, что в общем случае жизненный цикл любого БАК состоит из следующих этапов:

- 1) создание научно-технического задела;
- 2) внешнее проектирование;
- 3) внутреннее проектирование, включающее эскизно-техническое и рабочее проектирование;
- 4) производство БАК;
- 5) испытания, подразделяемые на предварительные и приемо-сдаточные испытания образцов БАК;
- 6) эксплуатация БАК, включающая летную эксплуатацию, техническое обслуживание и регламентные работы;
- 7) модернизация БАК;
- 8) снятие БАК с эксплуатации и утилизация.

В данной работе применительно к ИнБАК рассматривается этап внешнего проектирования [88], цель которого заключается в определении требований к облику ИнБАК, наиболее предпочтительного в смысле решения поставленных перед ним задач, с учетом возможностей его создания, производства и эксплуатации [76].

К основным задачам внешнего проектирования ИнБАК предлагается относить решение следующих вопросов:

- 1) разработку концепции создания и применения образца, основанной на соответствующих принципах;

2) формирование и обоснование основных требований, определяющих рациональный облик ИнБАК и составляющих основу ТТЗ на создание комплекса.

Такое понимание внешнего проектирования, на наш взгляд, является более правильным по сравнению с определением внешнего проектирования в работе [88], где задачи формирования облика, синтеза изделия и разработка аванпроекта относятся к внутреннему проектированию, которое, по нашему мнению, должно начинаться с реализации ТЗ на создание изделия.

Проектные процедуры этапа внешнего проектирования ИнБАК, разработанные на основе системного анализа нормативного документа [33], материалов 30 ЦНИИ МО РФ [34] и с учетом опыта разработки различных БАК на начальных стадиях их создания, представлены на рис. 2.1. Отметим, что в известных доступных работах, посвященных проектированию БАК [17, 18, 123], отсутствуют состав и конкретные содержания таких проектных процедур.

Согласно рис. 2.1 в состав основных групп работ этого этапа предлагается включить:

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

2) Разработка аванпроекта ИнБАК, которая заключается в проработке альтернативных вариантов комплекса, в формировании и обосновании его рационального облика, который, в свою очередь, определяет эффективное применение ИнБАК.

Облик ИнБАК представляет собой совокупность основных технико-экономических и эксплуатационных характеристик ИнБАК, определяющих его тип, структуру, а также способность реализовывать концептуальный замысел решения функциональных задач [34]. Задача формирования облика ИнБАК может быть представлена как одновременное итерационное решение двух взаимосвязанных задач: структурного синтеза альтернативных вариантов и определения оптимальных проектных параметров для рассматриваемого альтернативного варианта [34].

В рамках выполнения аванпроекта в данной работе предлагается широко использовать аналитическое проектирование, которое, на наш взгляд, в наибольшей степени позволяет определять оптимальные проектные параметры ИнБАК.

С целью обеспечения системного подхода при формировании облика ИнБАК предлагается дополнить общепринятые задачи аванпроекта [33] новыми задачами 2.5 и 2.6, приведенными на рис. 2.1.

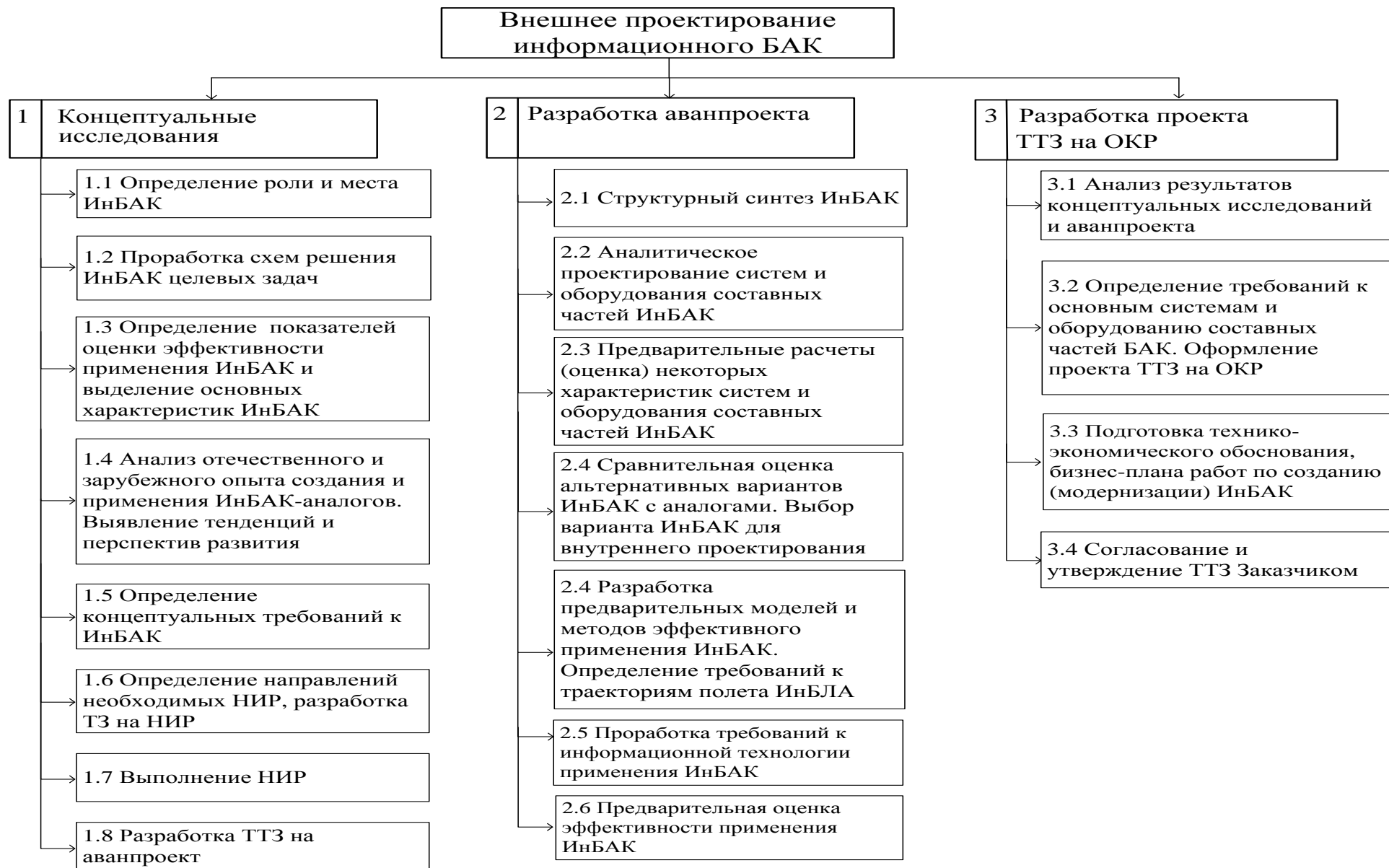


Рис. 2.1. Проектные процедуры внешнего проектирования ИнБАК

В результате выполнения аванпроекта из сформированных альтернативных вариантов выбирается и частично прорабатывается вариант ИнБАК для дальнейшего внутреннего проектирования.

3) Разработка тактико-технического задания (ТТЗ) на опытно-конструкторскую работу (внутреннее проектирование) по созданию (модернизации) ИнБАК, в котором конкретизируются основные требования к системам и оборудованию составных частей ИнБАК. Проект ТТЗ на ОКР является исходным документом для внутреннего проектирования ИнБАК.

Результаты анализа работ [12, 15, 17, 18, 21, 31, 109-114, 123] и практика разработки БАК показали отсутствие в настоящее время моделей и методов, обеспечивающих решение задач аванпроекта в достаточной для практики мере. В связи с этим в рамках данной работы предлагаются модели и методы решения таких задач аванпроекта, как:

- 1) структурный синтез ИнБАК (процедура 2.1 на рис. 2.1);
- 2) предварительные расчеты (оценка) проектных параметров ИнБАК (процедура 2.2);
- 3) аналитическое проектирование ИнБАК (процедура 2.3);
- 4) сравнительная оценка альтернативных вариантов ИнБАК с аналогами (процедура 2.4);
- 5) разработка предварительных моделей и методов эффективного применения ИнБАК (процедура 2.5), позволяющих определять и обосновывать эксплуатационные параметры ИнБАК.

2.2. Методика структурного синтеза ИнБАК

Структурный синтез является первой задачей аванпроекта и закладывает основы формирования рационального облика БАК.

В данном разделе предлагается методика структурного синтеза ИнБАК, позволяющая формировать его рациональный облик (см. проектную процедуру 2.1 на рис. 2.1). Необходимость разработки такой методики связана с ее отсутствием в имеющихся работах по БАК [17, 21, 31 и др.].

На рис. 2.2 предлагается последовательность проектных процедур структурного синтеза ИнБАК, разработанная в виде иерархической структуры на основе метода дерева целей [83]. Данный метод позволяет формировать альтернативные варианты ИнБАК, определять этапы и основные пути решения проблемы его структурного синтеза.

Для удобства использования на практике на рис. 2.2 приведены показатели, по которым могут оцениваться альтернативные варианты систем и оборудования составных частей ИнБАК. При этом структурный синтез рассматривается в рамках комплексного проектирования ИнБЛА (см. рис. 2.3).

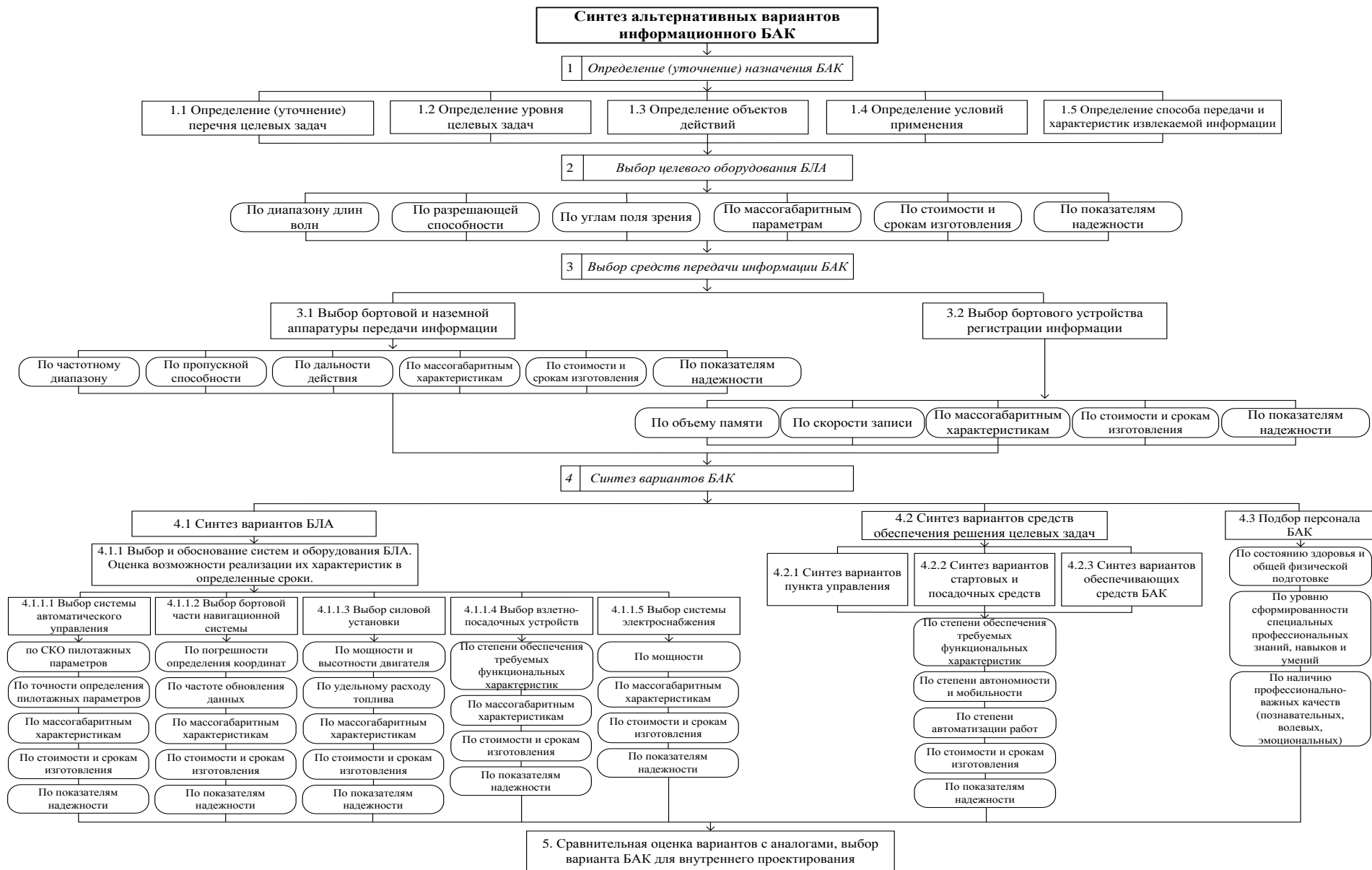


Рис. 2.2. Проектные процедуры структурного синтеза ИНБАК

Результаты решения задач структурного синтеза на первом уровне (подготовка исходных данных) используются на следующих уровнях, особенно при выборе целевого оборудования ИнБЛА и аппаратуры передачи целевой информации.

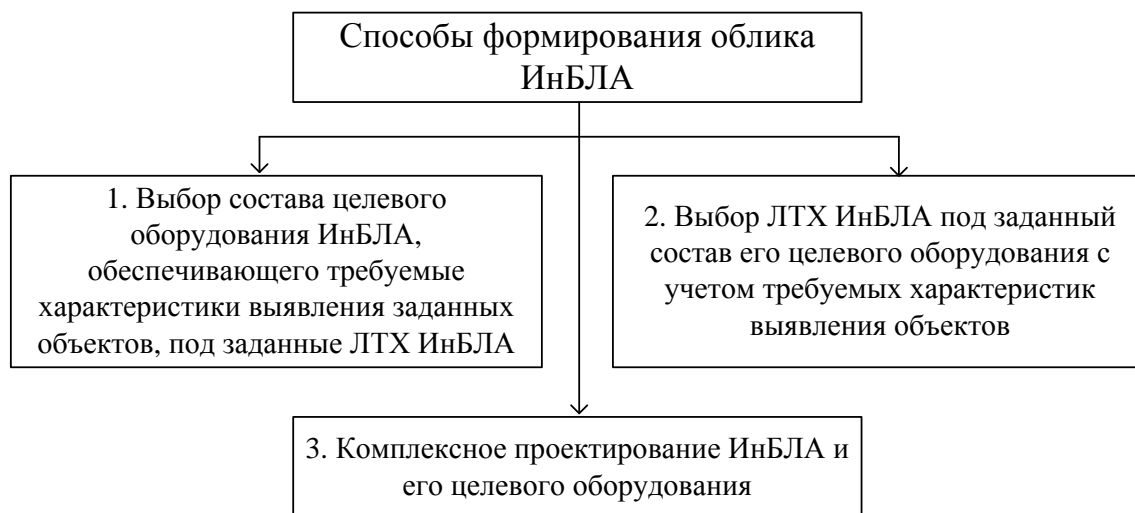


Рис. 2.3

Отметим, что к объектам действий ИнБАК относятся объекты поиска, обнаружения, распознавания и идентификации, которые классифицируются по следующим характеристикам [69]:

- 1) по размеру (точечные, протяженные);
- 2) по форме и по структуре (простые, сложные);
- 3) по подвижности (неподвижные, движущиеся);
- 4) по уровню замаскированности;
- 5) по тактическим характеристикам (одиночные, групповые, площадные).

В условиях применения ИнБАК предлагается учитывать:

- 1) физико-географические условия;
- 2) условия базирования;
- 3) погодные условия;
- 4) время года;
- 5) время суток.

Физико-географические условия определяют ландшафтные особенности местности (равнинная, холмистая местность) и фон поверхности (пустыня, лес, горы, море), где находятся объекты действий, которые вместе образуют фоно-целевую обстановку [27]. Условия базирования определяют вид базирования ИнБАК: наземное, воздушное, корабельное или комбинированное базирование.

Исходя из условий применения ИнБАК и в соответствии с классификацией, приведенной на рис. 1.2, определяется способ управления ИнБЛА.

Вид, уровень целевых задач, условия применения, способ управления ИнБЛА, а также возможности операторов-дешифровщиков определяют требования к извлекаемой информации:

- виду информации;
- объему передаваемой информации;
- скорости извлечения и передачи информации;
- способу передачи информации.

К способам передачи информации можно отнести:

- 1) передачу в режиме реального времени по каналу передачи данных;
- 2) регистрацию информации на борту с ее получением после выполнения полета;
- 3) предварительную обработку информации на борту с передачей части информации в пункт управления и обработки информации;
- 4) комбинированный способ, включающий вышеприведенные способы.

В зависимости от используемого целевого оборудования получаемая информация может быть следующего вида:

- а) цифровая информация или (и) фотоснимки;
- б) инфракрасные или (и) телевизионные;
- в) или (и) радиолокационные изображения.

На втором уровне решения задач структурного синтеза выбирается состав и вид целевого оборудования ИнБЛА, необходимые для решения целевых задач при определенных выше условиях. Альтернативные варианты целевого оборудования определяются в соответствии с требованиями к его основным технико-экономическим показателям, приведенным на рис. 2.2. Эти показатели взаимосвязаны между собой и зависят от ЛТХ ИнБЛА. Например, высокое разрешение и дальность обнаружения объекта приводят к увеличению массы и стоимости устройств; углы поля зрения определяют объем извлекаемой информации и оказывают сильное влияние на разрешающую способность; угловая скорость поворота оптической оси объектива оптических устройств зависит от скорости полета носителя и т.п.

В составе ИнБЛА в настоящее время в основном применяются следующие виды целевого оборудования [8, 35]:

1) Оптико-электронные средства наблюдения видимого диапазона ($\lambda = 0,35 \dots 1,1$ мкм). Их основными достоинствами являются:

а) возможность достижения весьма высокого пространственного разрешения, составляющего величину нескольких сантиметров при дальности порядка 10 км;

б) возможность построения высокочувствительной оптоэлектронной аппаратуры с неохлаждаемыми приемниками. Основной недостаток этих средств – сильная зависимость наблюдения от метеоусловий.

2) Оптико-электронные средства наблюдения инфракрасного диапазона ($\lambda = 3 \dots 14$ мкм), как в коротковолновой его области, так и в длинноволновой. Основными достоинствами таких средств являются: меньшая по сравнению с аппаратурой видимого диапазона зависимость от метеоусловий и возможность наблюдения в темное время суток. При этом имеется недостаточная эффективность работы в густом тумане и при снегопаде, а также при обилии внешних тепловых помех. Основные недостатки заключаются в худшей разрешающей способности и необходимости использования охлаждаемых приемников, что приводит к увеличению массы, стоимости и усложнению ее эксплуатации.

3) Радиолокационные средства наблюдения подстилающей поверхности, работающие в диапазоне радиочастот ($\lambda > 1$ мм). Основные достоинства – значительно меньшая по сравнению с оптоэлектронной аппаратурой зависимость возможностей наблюдения (съемки) от метеоусловий. К числу дополнительных преимуществ наблюдения в радиодиапазоне следует отнести возможность наблюдать объекты, скрытые растительностью и даже в ряде случаев находящиеся на небольшой глубине под слоем почвы или воды. Основным недостатком – значительно худшие показатели разрешающей способности по сравнению со средствами ИК и тем более видимого диапазона.

В состав целевого оборудования ИнБЛА также может быть включена аппаратура радиотехнической разведки, аппаратура радиационной и химической разведки, оптико-электронные средства ультрафиолетового диапазона, активные системы, использующие лазерную подсветку, в т. ч. системы флуоресцентного типа.

На третьем уровне решения задач структурного синтеза в соответствии с условиями применения ИнБАК и выбранным способом управления ИнБЛА выбираются средства передачи полученной с помощью целевого оборудования информации. При возможности использования канала связи (дистанционное управление ИнБЛА по радиокomандам либо комбинированный способ управления) выбирается бортовая и наземная аппаратура передачи целевой информации.

Альтернативные варианты здесь формируются на основе технико-экономических показателей [35], представленных на рис. 2.2, к которым относятся:

1) частотный диапазон, обеспечивающий требуемую производительность, электромагнитную совместимость и возможность принятия мер по борьбе с помехами; при этом рассматриваются радиочастотные системы, включающие спутниковые линии связи и оптические системы;

2) пропускная способность канала передачи данных, определяющая объем передаваемой информации за единицу времени;

3) дальность действия этих средств, определяемая мощностью сигнала, который обеспечивает необходимый диапазон связи во всем диапазоне дальностей и для всех случаев ориентации ИнБЛА относительно пункта управления.

В случае автономного полета ИнБЛА для регистрации извлекаемой информации выбирается устройство регистрации, которое должно обеспечить запись и сохранение требуемого объема информации при требуемых показателях надежности и ограничениях на массу, габариты, стоимость и сроки разработки и изготовления.

На четвертом уровне выполняется синтез вариантов ИнБАК. В связи с тем, что задача синтеза ИнБАК имеет большую размерность, целесообразна декомпозиция задачи синтеза на три взаимосвязанные между собой частные задачи: синтез ИнБЛА, синтез средств обеспечения решения ИнБЛА целевых задач и подбор персонала ИнБАК (определение требований к персоналу).

К бортовым системам и общему оборудованию ИнБЛА, выбираемым по основным характеристикам (показателям эффективности – см. рис. 2.2) при синтезе ИнБЛА, относятся (см. рис. 1.6):

- 1) система автоматического управления (пилотажный комплекс);
- 2) бортовая часть навигационной системы;
- 3) силовая установка;
- 4) взлетно-посадочные устройства; при определении степени обеспечения этими устройствами требуемых характеристик необходимо учитывать вид базирования и кратность применения ИнБЛА;
- 5) система электроснабжения выбирается исходя из требований по обеспечению всех бортовых потребителей электроэнергией.

Альтернативные варианты средств обеспечения ИнБАК предлагается оценивать по степени обеспечения требуемых функциональных характеристик, по степени автономности и мобильности, по степени автоматизации работ, по стоимости и срокам изготовления и по показателям надежности.

На основе полученных результатов выполняется подбор функционального и обслуживающего персонала ИнБАК. В соответствии с работой [36] персонал отбирается по состоянию здоровья и общей физической подготовке, по имеющемуся образованию и по уровню сформированности специальных профессиональных знаний, навыков и умений, по наличию профессионально важных качеств (познавательных, волевых, эмоциональных), согласно психодиагностическим методикам, приведенным в работе [65]. Состав персонала ИнБАК может быть сокращен за счет совмещения функций.

Полученные в результате структурного синтеза альтернативные варианты ИнБАК далее прорабатываются в рамках проектных процедур 2.2, 2.3 и 2.4, представленных на рис. 2.1, после выполнения которых выбирается вариант ИнБАК для дальнейшего проектирования.

2.3. Применение эмпирических зависимостей при оценке проектных параметров ИнБАК

Несмотря на существующий большой объем эмпирического материала по разработанным к настоящему времени БАК, в практике разработки БАК и БЛА различного назначения не используются различные эмпирические зависимости [84, 86, 105]. Это, на наш взгляд, отрицательно влияет на сроки разработки и обоснованность принимаемых проектных решений при внешнем проектировании БАК. Отметим, что применение эмпирических зависимостей, формализующее отечественный и зарубежный опыт предшествующих разработок, является общепринятым подходом при проектировании самолетов и вертолетов на стадии «завязки проекта» [84, 87, 102, 108].

В данной работе предлагается применение этого подхода для оценки и обоснования проектных параметров ИнБАК (проектная процедура 2.2 на рис. 2.1) на этапе внешнего проектирования, отличающегося минимальным объемом информации о проектируемом комплексе [85].

В общем случае применяемые на этапе внешнего проектирования эмпирические зависимости предлагается представлять в виде следующей нелинейной регрессии [126]:

$$y = a_0 x_1^{a_1} x_2^{a_2} \dots x_n^{a_n}, \quad (2.1)$$

где y, x_1, x_2, \dots, x_n – технико-экономические, тактико-технические и другие характеристики ИнБАК, a_i – эмпирические коэффициенты, $i = \overline{1, n}$.

Для построения зависимости (2.1) используется выборка значений характеристик $\bar{y}_j, \bar{x}_{ij}, i = \overline{1, n}, j = \overline{1, N}$ по разработанным N образцам ИнБАК.

Определение значений коэффициентов $a_0, a_1, a_2, \dots, a_n$, осуществляется с использованием метода наименьших квадратов [56] из условия минимума функции невязки вида [126]:

$$J = \sum_{j=1}^N \left(\bar{y}_j - a_0 \bar{x}_{1j}^{a_1} \bar{x}_{2j}^{a_2} \dots \bar{x}_{nj}^{a_n} \right)^2 \rightarrow \min_{a_i}. \quad (2.2)$$

Необходимые условия минимума функции $J = J(a_0, a_1, \dots, a_n)$ записываются как:

$$\frac{\partial J}{\partial a_i} = 0, \quad i = \overline{0, n}. \quad (2.3)$$

Непосредственное использование этих выражений для построения системы уравнений, позволяющей определить значения коэффициентов $a_i, i = \overline{0, n}$, затруднительно по следующим причинам:

1) в результате непосредственного использования условий (2.3) будет получена сложная нелинейная система уравнений;

2) для ее решения необходимо использовать достаточно трудоемкие специальные численные методы, в которых обычно существует нетривиальная проблема выбора эффективного начального приближения [86].

В связи с этим для определения коэффициентов $\bar{a}_0, a_1, \dots, a_n$ предлагается использовать вспомогательную функцию невязки вида [126]:

$$J^* = \sum_{j=1}^N \left(y_j^* - \bar{a}_0 - \sum_{i=1}^n a_i x_{ij}^* \right)^2 \rightarrow \min_{a_i}. \quad (2.4)$$

Здесь:

$$\bar{a}_0 = \ln a_0, \quad y_j^* = \ln \bar{y}_j, \quad x_{ij}^* = \ln \bar{x}_{ij}, \quad j = \overline{1, N}, \quad i = \overline{1, n}. \quad (2.5)$$

Необходимые условия минимума этой функции, по аналогии с выражениями (2.3), записываются как:

$$\frac{\partial J^*}{\partial \bar{a}_0} = 0, \quad \frac{\partial J^*}{\partial a_k} = 0, \quad k = \overline{1, n}. \quad (2.6)$$

Проводя несложные преобразования, получаем систему линейных алгебраических уравнений вида:

$$\begin{aligned} N\bar{a}_0 + \sum_{i=1}^n b_i a_i &= c_0, \\ d_k \bar{a}_0 + \sum_{i=1}^n e_{ik} a_i &= c_k, \quad k = \overline{1, n} \end{aligned} \quad (2.7)$$

где:

$$c_0 = \sum_{j=1}^N y_j^*, \quad b_i = \sum_{j=1}^N x_{ij}^*, \quad c_k = \sum_{j=1}^N y_j^* x_{kj}^*, \quad (2.9)$$

$$d_k = \sum_{j=1}^N x_{kj}^*, \quad e_{ik} = \sum_{j=1}^N x_{ij}^* x_{kj}^*, \quad k = \overline{1, n}, \quad i = \overline{1, n}. \quad (2.10)$$

Линейная система $(n+1)$ -го порядка (2.7) относительно неизвестных $\bar{a}_0, a_1, \dots, a_n$ может быть решена значительно более простыми численными методами [86].

Отметим, что после нахождения искомым значений коэффициентов $\bar{a}_0, a_1, \dots, a_n$ первый из них должен быть пересчитан по формуле вида:

$$a_0 = \exp \bar{a}_0. \quad (2.11)$$

Таким образом, методика построения эмпирических зависимостей вида (2.1) для их использования при внешнем проектировании ИНБАК включает в себя следующие этапы:

1. Выбрать N образцов ИнБАК (ИнБЛА), конкретизировать интересующие исследователя (проектанта) характеристики и собрать по ним статистические данные $\bar{y}_j, \bar{x}_{ij}, j = \overline{1, N}, i = \overline{1, n}$.

2. Вычислить с помощью выражений (2.5) значения параметров y_j^*, x_{ij}^* .

3. Вычислить по формулам (2.9), (2.10) значения коэффициентов $b_i, d_k, e_{ik}, k = \overline{1, n}$.

4. Решить систему (2.7) одним из известных численных методов.

5. Восстановить истинное значение параметра a_0 с использованием формулы (2.11).

6. Сформировать конкретный вид зависимости (2.1), подставив в нее числовые значения параметров $\bar{a}_0, a_1, \dots, a_n$.

7. Оценить предельное значение ошибки аппроксимации эмпирических данных формулой (2.1) с использованием выражения вида:

$$\Delta = \max_{1 \leq j \leq N} \left| y_j - a_0 \bar{x}_{1j}^{a_1} \bar{x}_{2j}^{a_2} \dots \bar{x}_{nj}^{a_n} \right|. \quad (2.12)$$

При неудовлетворенной точности аппроксимации необходимо увеличить число N отобранных образцов ИнБАК (ИнБЛА).

В современных российских условиях дефицита финансовых ресурсов на разработку авиационной техники, в том числе БАК, значительную роль играет оценка ориентировочных экономических показателей БАК на этапе его внешнего проектирования (см. рис. 2.1 процедуры 2.2 и 2.4).

Отметим, что имеющиеся методики [50] не позволяют провести сравнительный экономический анализ ИнБАК на этапе его внешнего проектирования из-за большого объема требуемых малодоступных исходных данных.

Поэтому в случае невозможности построения эмпирических зависимостей (2.1) для оценки экономических показателей ИнБАК предлагается применять метод расчета ориентировочной стоимости системы по ее удельным показателям [50].

Одна из реализаций такого подхода используется в работе [50] при оценке цены опытного производства образца. При этом не приводятся данные по удельным затратам, а предлагается использовать регрессионные зависимости затрат от основных ТТХ, построенные на основе статистических данных по уже выполненным работам либо на основе данных о затратах на выполнение НИОКР по созданию образца-аналога.

В качестве основного ценообразующего фактора в данной работе предлагается использовать массу основных составных частей ИнБАК.

Основным расчетным соотношением предлагаемой оценки является следующее:

$$S^{\text{БЛА}}(t_p) = \sum_{i=1}^N S_i(t_p) m_i k_i . \quad (2.13)$$

Здесь $S_i(t_p)$ – удельные себестоимости единицы массы i -й подсистемы ИнБЛА, являющиеся достоверными на момент t_p ; m_i – масса i -й подсистемы ИнБЛА; k_i – коэффициент, характеризующий влияние характеристик i -й подсистемы ИнБЛА на стоимость подсистемы (определяется экспертным путем); t_p – расчетный момент времени, для которого являются достоверными значения стоимостных характеристик, позволяет учесть и оценить происходящие изменения в развитии техники и технологий; N – количество подсистем ИнБЛА, полученных при его декомпозиции.

В качестве основных подсистем БЛА, исходя из наличия исходных данных, предлагается выделять платформу (планер) с общими бортовыми системами, пустым топливным баком и полезную нагрузку. В работе [12] приводятся значения удельной стоимости массы платформы и полезной нагрузки БЛА, составляющие соответственно 1 500 и 8 000 долларов за фунт (3 300 и 17 600 долларов за килограмм) в 2005 г.

Учет влияния функциональных возможностей и технического совершенства i -й подсистемы ИнБЛА на стоимость подсистемы может осуществляться с помощью коэффициента k , значение которого предлагается определять экспертным путем по 5-балльной шкале. Например, для ИнБЛА выбор значения коэффициента k может производиться по следующим критериям:

- 1) Для платформы ИнБЛА – продолжительность полета, радиус действия радиолинии управления, время передачи целевой информации, количество применений, степень автономности, вероятность безотказной работы и др.
- 2) Для целевого оборудования ИнБЛА – многоспектральность, разрешающая способность, угол обзора, высота оптимального применения и др.

2.4. Методы оценки показателей надежности ИнБАК

Одной из проблем эффективного применения БАК является его надежность, которая в настоящее время значительно уступает пилотируемым самолетам [71].

Следует отметить, что в существующих методических материалах [51] не рассматриваются методы расчета интегральных показателей надежности БАК с учетом этапов его применения. В них оцениваются либо надежность БЛА на режимах набора высоты, полета с учетом профиля и посадки [70], либо надежность наземной части комплекса.

В данном разделе предлагается математическая модель и методы расчета интегральных показателей надежности ИнБАК (см. процедуру 2.2 на рис. 2.1) с

учетом этапов его эксплуатации [44, 45], включающих в себя, в соответствии с алгоритмом функционирования ИнБАК на рис. 1.7, предстартовую подготовку и старт ИнБЛА, выполнение ИнБАК поставленной задачи и посадку ИнБЛА. В предложенных методах учитываются процессы восстановления работоспособности составных частей комплекса.

При расчетах безотказности БЛА и его систем, а также БАК в целом предлагается учитывать влияние отказа элемента любой системы на отказ этой системы в целом. В связи с этим в основу методов расчета полагается метод структурных схем [51], являющийся простым и наиболее часто используемым [53]. При сложных структурных схемах используется метод редукции [53], основанный на группировке элементов в независимые блоки.

Типовая расчетная структурная схема для оценки надежности БЛА представлена на рис. 2.4. В качестве примера на рис. 2.5 приведена расчетная схема определения надежности пункта управления (ПУ), разработанная с использованием работы [44]. Степень детализации расчетных схем обуславливается наличием исходных данных о надежности элементов и систем.

Пусть τ_1 , τ_2 , τ_3 – затраты времени соответственно на предстартовую подготовку и старт БЛА, выполнение БАК полетного задания и посадку БЛА. Введем в рассмотрение моменты времени t_1 , t_2 , t_3 , определяемые следующим образом:

$$t_1 = \tau_1, \quad t_2 = t_1 + \tau_2 = \tau_1 + \tau_2, \quad t_3 = t_2 + \tau_3 = \tau_1 + \tau_2 + \tau_3. \quad (2.14)$$

Вероятность безотказной работы БАК с учетом этапов его применения вычисляется как:

$$P_{\text{БАК}}(t_3) = p(t_1)p(t_1, t_2)p(t_2, t_3). \quad (2.15)$$

Здесь $p(t_1)$ – вероятность успешного завершения предстартовой подготовки и старта БЛА; $p(t_1, t_2)$ – условная вероятность безотказного выполнения БАК полетного задания при условии, что в момент времени t_1 БАК находился в работоспособном состоянии; $p(t_2, t_3)$ – условная вероятность того, что БЛА успешно завершит посадку при условии, что в момент времени t_2 компоненты БАК находились в работоспособном состоянии.

При оценке надежности выполнения БАК поставленной задачи будем считать, что успешно выполнены работы по подготовке средств обеспечения полетов и в полном объеме проведены предварительная и предполетная подготовки БЛА. Из практики эксплуатации БАК известно, что в перечень работ при предстартовой подготовке входят контроль бортовых систем БЛА и контроль ввода исходных данных с помощью системы контроля, запуск двигателя и пуск БЛА.

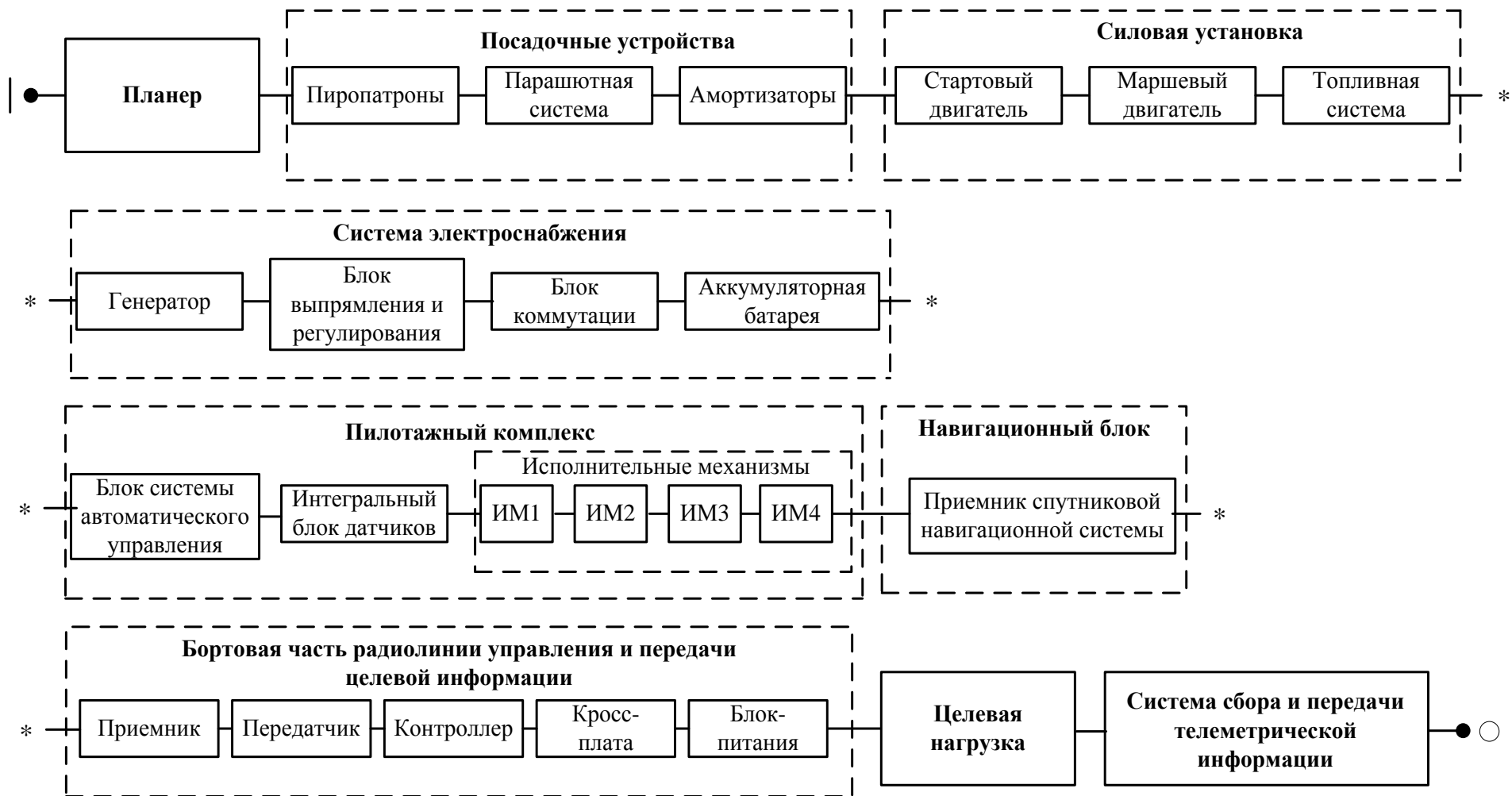


Рис. 2.4. Типовая расчетная схема для оценки надежности БЛА

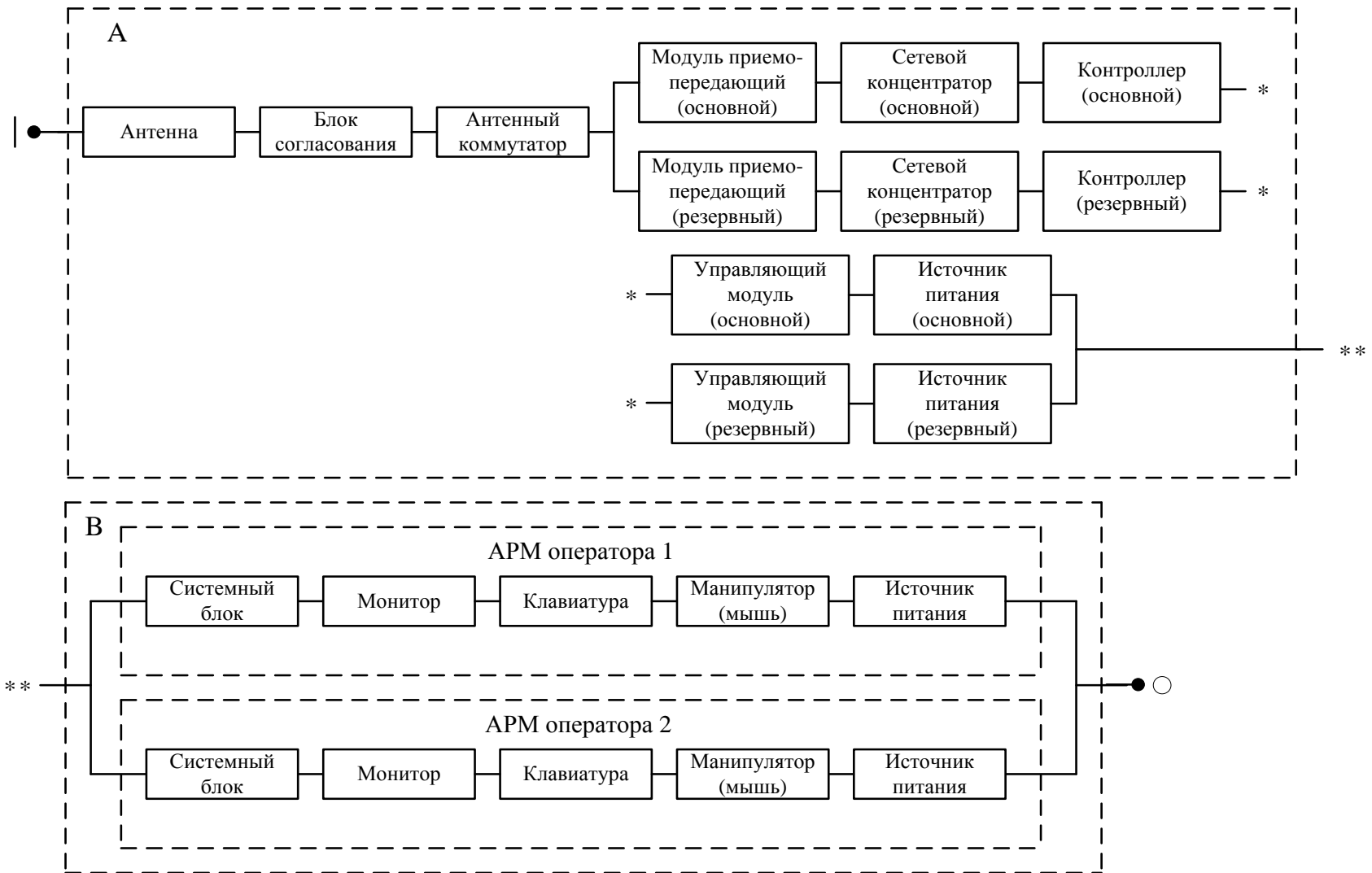


Рис. 2.5. Расчетная схема для оценки надежности пункта управления

В связи с этим вероятность безотказного функционирования БАК на этапе предстартовой подготовки и старта БЛА определяется в соответствии с типовой расчетной схемой, приведенной на рис. 2.6, следующим образом:

$$p(t_1) = p_{cc}(t_1)p_{БЛА}(t_1)p_{ПУ}(t_1). \quad (2.16)$$

Здесь $p_{cc}(t_1)$ – вероятность безотказного функционирования стартовых средств; $p_{БЛА}(t_1)$ – вероятность безотказного функционирования БЛА на этапе предстартовой подготовки и старта; $p_{ПУ}(t_1)$ – вероятность безотказного функционирования пункта управления.

Вероятность того, что в процессе предстартовой подготовки за время $(0, \tau_{подг.})$ не будет выявлено ни одного отказа в конкретном образце БЛА, определяется в соответствии с расчетной схемой на рис. 2.4 по формуле вида:

$$p_{БЛА}(\tau_{подг.}) = \exp(-\tau_{подг.} \sum_{j=1}^q \lambda_{c,j}), \quad (2.17)$$

где q – количество систем БЛА, используемых при предстартовой подготовке БЛА, $\lambda_{c,j}$ – интенсивность потока отказов j -й системы БЛА, $j = \overline{(1, q)}$.

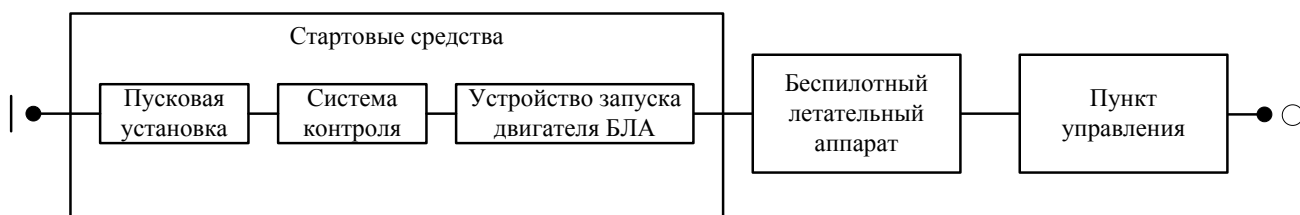


Рис. 2.6. Расчетная схема для оценки надежности БАК на этапе предстартовой подготовки и старта БЛА

Будем считать, что на стартовой позиции имеется N образцов БЛА и при наличии отказа проверяемый БЛА заменяется другим, находящимся в запасе, до тех пор, пока очередной БЛА не пройдет успешно предстартовую подготовку. При этом предполагается, что погрузка и разгрузка БЛА занимает достаточно малое время по сравнению со средней наработкой на отказ БЛА.

Вероятность того, что за время $\tau_{подг.}^*$ путем последовательной замены отказавшего БЛА будет получен готовый к старту образец, определяется с использованием формализма теории надежности систем с «мгновенным» восстановлением работоспособности [39] как:

$$p_{БЛА}^{гот.}(\tau_{подг.}^*) = \exp(-\lambda_1 \tau_{подг.}^*) \sum_{k=0}^N \frac{(\lambda_1 \tau_{подг.}^*)^k}{k!}. \quad (2.18)$$

Здесь общие затраты времени на предстартовые подготовки N образцов БЛА вычисляются по формуле $\tau_{подг.}^* = N\tau_{подг.}$; интенсивность потока отказов БЛА при его предстартовой подготовке определяется из формулы (2.17) как

$\lambda_1 = -\frac{\ln p_{\text{БЛА}}(\tau_{\text{подг.}})}{\tau_{\text{подг.}}}$. Считаем, что поток возникновения отказов БЛА является стационарным пуассоновским потоком с интенсивностями $\lambda(t) = \lambda_i = \text{const}$, $i = \overline{(1, N)}$ [51, 56].

Вероятность отсутствия отказов в процессе пуска БЛА (движения БЛА по направляющим пусковой установки) определяется методом структурных схем в соответствии с расчетной схемой на рис. 2.7 по следующей формуле:

$$P_{\text{БЛА}}(\tau_{\text{пуска}}) = \exp(-\tau_{\text{пуска}} \sum_{j=1}^w \lambda_{c.j}), \quad (2.19)$$

где $\tau_{\text{пуска}}$ – время пуска БЛА (время движения БЛА по направляющим пусковой установки), w – количество систем БЛА, используемых при пуске БЛА.

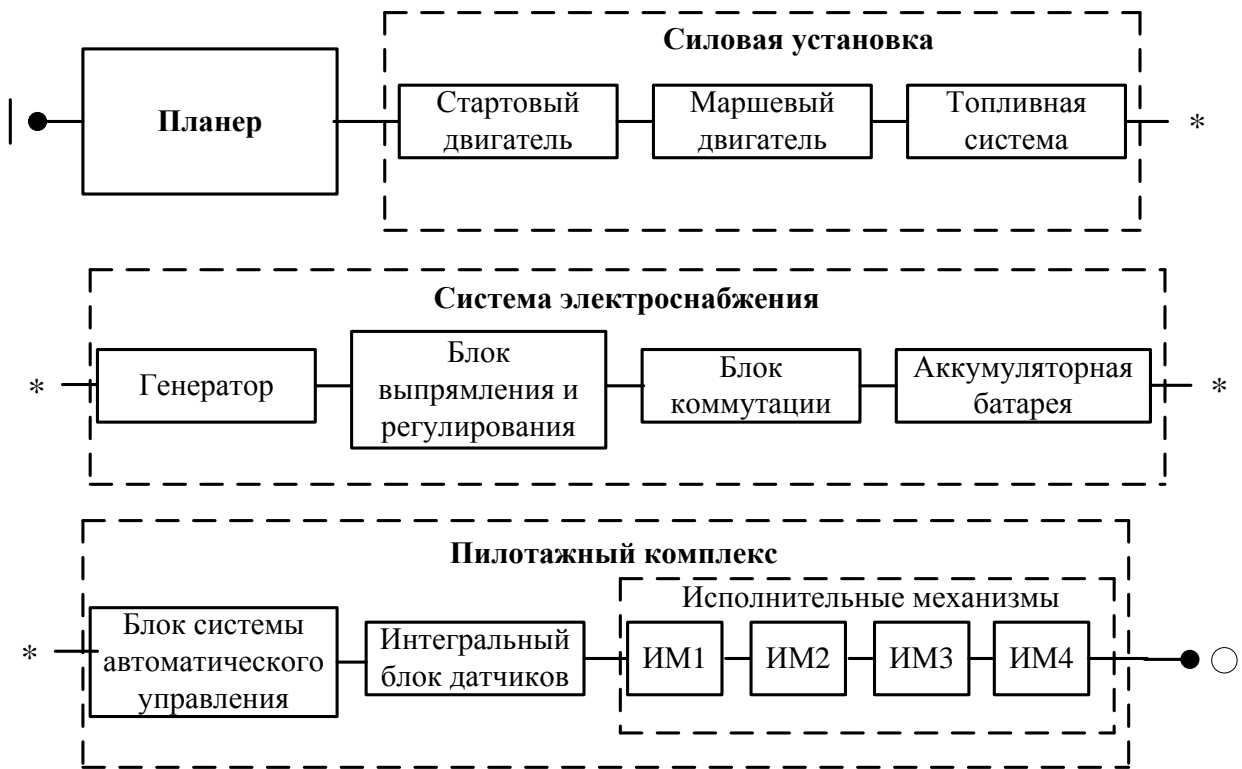


Рис. 2.7. Расчетная схема для оценки надежности БЛА при его пуске

Введенная выше величина $t_1 = \tau_1$ определяется как:

$$t_1 = \tau_{\text{подг.}}^* + \tau_{\text{пуска}}. \quad (2.20)$$

В связи с тем, что время и перечень работ предстартовой подготовки БЛА регламентированы, считаем, что предстартовая подготовка и старт БЛА являются независимыми случайными событиями [51]. Поэтому вероятность безотказного функционирования БЛА при проведении предстартовой подготовки БЛА и старта БЛА вычисляется по формуле вида:

$$P_{\text{БЛА}}(t_1) = P_{\text{БЛА}}^{\text{гот.}}(\tau_{\text{подг.}}^*) P_{\text{БЛА}}(\tau_{\text{пуска}}). \quad (2.21)$$

Подставляя в эту формулу выражения (2.18) и (2.19), имеем, что:

$$P_{\text{БЛА}}(t_1) = \exp(L_1) \sum_{k=0}^N \frac{(\lambda_1 \tau_{\text{подг.}}^*)^k}{k!}, \quad (2.22)$$

где $L_1 = -(\lambda_1 \tau_{\text{подг.}}^* + \tau_{\text{пуска}} \sum_{j=1}^w \lambda_{c,j})$.

При оценке надежности пункта управления БЛА необходимо учитывать возможность повышения его надежности за счет резервирования аппаратуры. Один из способов предлагается на рис. 2.5. В данном случае аппаратура блока А имеет «горячее» резервирование, при этом высоконадежные элементы не резервируются. Для повышения надежности аппаратуры и оборудования АРМ операторов пункта управления предлагается подвергать их «мгновенному» восстановлению работоспособности с помощью запасных элементов, находящихся в пункте управления.

Учитывая это и используя расчетную схему на рис. 2.5, вероятность безотказного функционирования всей аппаратуры и оборудования пункта управления в процессе предстартовой подготовки и старта БЛА определяется по формуле вида:

$$\begin{aligned} P_{\text{ПУ}}(t_1) = & \exp(-\tau_1 \sum_{i=1}^{s_1} \lambda_{\bar{6},i}) \left[1 - (1 - \exp(-\tau_1 \sum_{i=s_1+1}^{s_2} \lambda_{\bar{6},i})) (1 - \exp(-\tau_1 \sum_{i=s_2+1}^{s_3} \lambda_{\bar{6},i})) \right] \times \\ & \times [1 - (1 - \exp(-\tau_1 \sum_{i=s_3+1}^{s_4} \lambda_{\bar{6},i})) \sum_{i=s_3+1}^{s_4} \sum_{r=0}^{N_i} \frac{(\lambda_{\bar{6},i} \tau_1)^r}{r!}] \times \\ & \times (1 - \exp(-\tau_1 \sum_{i=s_4+1}^{s_5} \lambda_{\bar{6},i})) \sum_{i=s_4+1}^{s_5} \sum_{r=0}^{N_i} \frac{(\lambda_{\bar{6},i} \tau_1)^r}{r!}]. \end{aligned} \quad (2.23)$$

Здесь s_1 – количество высоконадежных нерезервируемых блоков аппаратуры и оборудования пункта управления; $(s_2 - s_1)$ – количество основных последовательно соединенных блоков аппаратуры (часть А); $(s_3 - s_2)$ – количество резервных последовательно соединенных блоков аппаратуры (часть А); $(s_4 - s_3)$ – количество блоков аппаратуры АРМ оператора 1 (часть В); $(s_5 - s_4)$ – количество блоков аппаратуры АРМ оператора 2 (часть В); N_i – число запасных образцов i -го блока, $i = \overline{(s_3 + 1, s_5)}$; $\lambda_{\bar{6},i}$ – интенсивность потока отказов i -го блока аппаратуры и оборудования пункта управления, $i = \overline{(1, s_5)}$.

В дальнейшем необходимо при оценке надежности пункта управления учитывать надежность программного обеспечения АРМ операторов и, исходя из того, что БАК – эргатическая система, рассматривать надежность операторов пункта управления.

В соответствии с опытом эксплуатации БАК считаем, что при выявлении отказов и неисправностей стартовых средств восстановление их работоспособности осуществляется со случайными затратами времени, в состав которых входят время поиска неисправного блока или механизма и время его замены или ремонта. В связи с этим предлагается использовать формализм теории надежности систем с восстановлением работоспособности [51], рассматривать каждое стартовое средство как единое целое без учета отказов и восстановления работоспособности входящих в его состав элементов.

Согласно этому для вычисления вероятности $p_{cc}(t_1)$, входящей в формулу (2.16), предлагается применять расчетную схему, приведенную на рис. 2.8. На этом рисунке S_0 – работоспособное состояние стартовых средств (СС); S_1 – состояние «стартовые средства находятся в процессе восстановления работоспособности»; λ_{cc} – интенсивность потока отказов стартовых средств; μ_{cc} – интенсивность потока их восстановления.

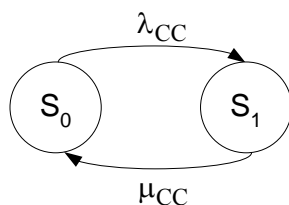


Рис. 2.8. Расчетная схема для оценки надежности стартовых средств с учетом восстановления их работоспособности

Считаем, что функционирование стартовых средств описывается с помощью марковского процесса с дискретными состояниями и непрерывным временем [51, 56]. В связи с этим, следуя работе [39], запишем систему дифференциальных уравнений Колмогорова для определения вероятностей этих состояний в момент времени t .

$$\begin{aligned} \dot{p}_{cc0} &= -\lambda_{cc}p_{cc0} + \mu_{cc}p_{cc1}, \\ \dot{p}_{cc1} &= \lambda_{cc}p_{cc0} - \mu_{cc}p_{cc1}. \end{aligned} \quad (2.24)$$

Условия нормировки для этих вероятностей записываются как:

$$p_{cc0}(t) + p_{cc1}(t) = 1. \quad (2.25)$$

Дифференциальные уравнения (2.24) интегрируются при начальных условиях:

$$p_{cc0}(0) = 1, \quad p_{cc1}(0) = 0. \quad (2.26)$$

Решая задачу Коши (2.24), (2.26) с учетом условия (2.25), получаем выражения вида:

$$p_{cc0}(t) = \frac{\mu_{cc}}{\lambda_{cc} + \mu_{cc}} + \frac{\lambda_{cc}}{\lambda_{cc} + \mu_{cc}} \exp(-(\lambda_{cc} + \mu_{cc})t),$$

$$p_{cc1}(t) = \frac{\lambda_{cc}}{\lambda_{cc} + \mu_{cc}} (1 - \exp(-(\lambda_{cc} + \mu_{cc})t)).$$
(2.27)

Из смысла вероятностей следует, что $p_{cc}(t_1) = p_{cc0}(t_1)$. Таким образом, вероятность безотказного функционирования стартовых средств при предстартовой подготовке и старте БЛА вычисляется как:

$$p_{cc}(t_1) = \frac{\mu_{cc}}{\lambda_{cc} + \mu_{cc}} + \frac{\lambda_{cc}}{\lambda_{cc} + \mu_{cc}} \exp(-(\lambda_{cc} + \mu_{cc})\tau_1).$$
(2.28)

Отсюда коэффициент готовности [51] стартовых средств при $t_1 \rightarrow \infty$ определяется следующим образом: $K_{cc}^{гот.} = \frac{\mu_{cc}}{\lambda_{cc} + \mu_{cc}}$.

Для случая, когда в состав стартовых средств входит несколько различных средств (см. рис. 2.6), получим следующее выражение:

$$p_{cc}(t_1) = \prod_{m=1}^z p_{cc,m}(t_1),$$
(2.29)

где z – количество устройств, входящих в стартовые средства; $p_{cc,m}(t_1)$ – вероятность безотказного функционирования m -го средства на данном этапе эксплуатации, которая определяется в соответствии с формулой (2.28) следующим образом:

$$p_{cc,m}(t_1) = \frac{\mu_{cc,m}}{\lambda_{cc,m} + \mu_{cc,m}} + \frac{\lambda_{cc,m}}{\lambda_{cc,m} + \mu_{cc,m}} \exp(-(\lambda_{cc,m} + \mu_{cc,m})\tau_1).$$
(2.30)

Выполнение БАК поставленной задачи включает в себя следующие типовые этапы: набор требуемой высоты полета; полет в зону выполнения задания; выполнение поставленных задач по заданному профилю полета; полет в зону посадки БЛА.

Показатель надежности БАК в этом случае рассчитывается по схеме, представленной на рис. 2.9, в соответствии с которой вероятность успешного завершения БАК полетного задания вычисляется по формуле вида:

$$p(t_1, t_2) = p_{БЛА}(t_1, t_2) p_{ПУ}(t_1, t_2),$$
(2.31)

где $p_{БЛА}(t_1, t_2)$ – вероятность безотказной работы систем БЛА в полете при условии, что в момент времени t_1 они были работоспособны; $p_{ПУ}(t_1, t_2)$ – вероятность безотказной работы аппаратуры и оборудования ПУ на интервале времени (t_1, t_2) при условии, что в момент времени t_1 они были в работоспособном состоянии.

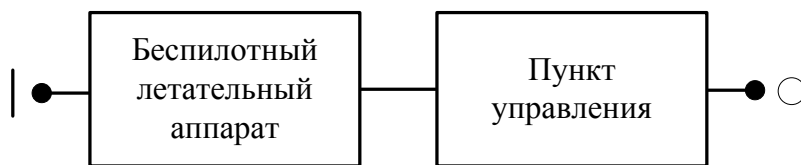


Рис. 2.9. Расчетная схема для оценки надежности БАК на этапе выполнения задания

Вероятность безотказной работы систем БЛА в полете вычисляется как:

$$P_{\text{БЛА}}(t_1, t_2) = \exp(-\tau_2 \sum_{j=1}^d \lambda_{c,j}), \quad (2.32)$$

где d – количество систем БЛА, используемых при выполнении полетного задания, $\lambda_{c,j}$ – интенсивность потока отказов j -й системы БЛА, $j = \overline{(1, d)}$.

Конкретизация формулы (2.32) определяется предлагаемой расчетной схемой БЛА в процессе выполнения полетного задания, приведенной на рис. 2.10.

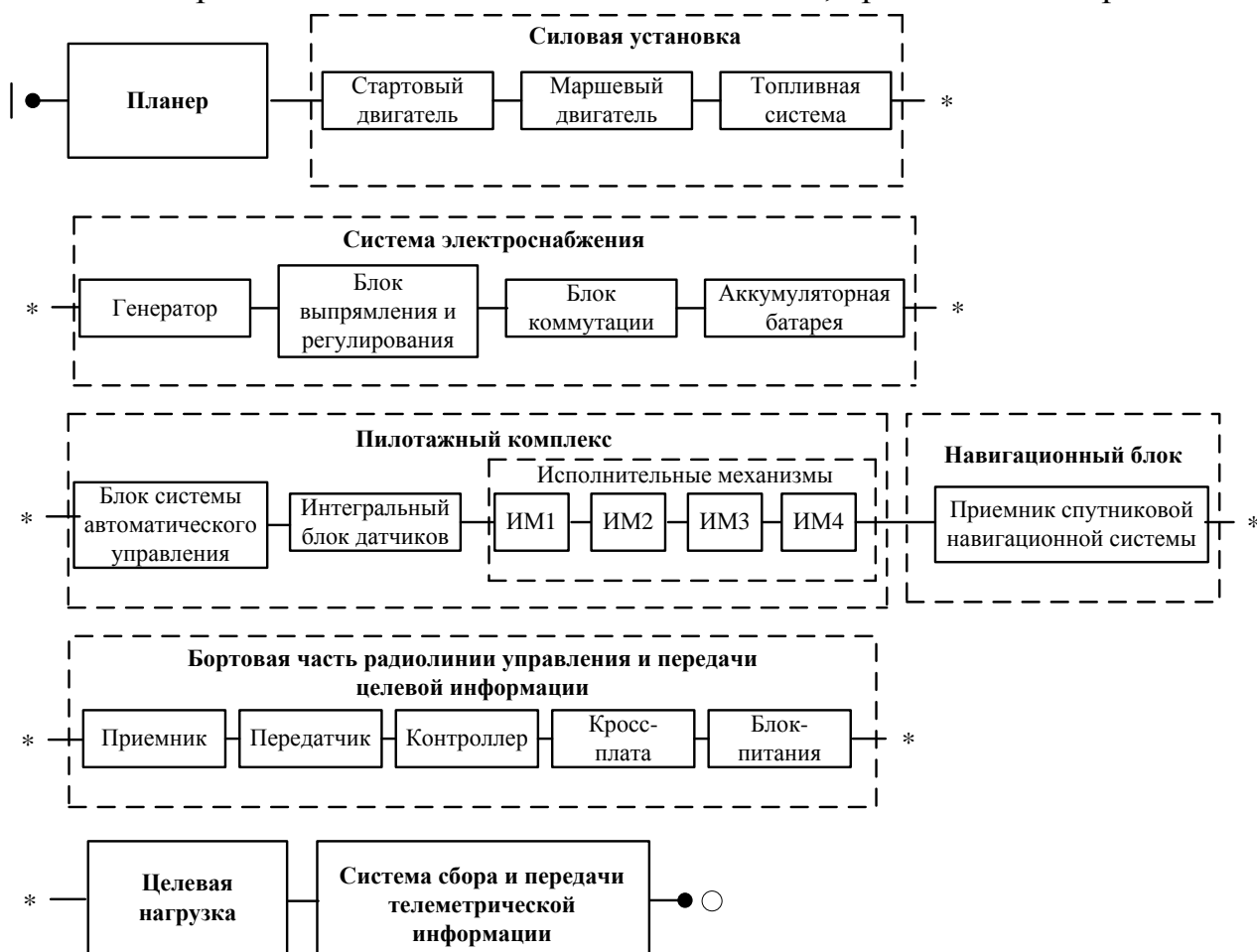


Рис. 2.10. Расчетная схема для оценки надежности БЛА на этапе выполнения полетного задания

Вероятность безотказного функционирования всей аппаратуры и оборудования ПУ в процессе выполнения полетного задания $r_{\text{ПУ}}(t_1, t_2)$ определяется в соответствии с формулой (2.23) и расчетной схемой на рис. 2.5.

В соответствии со схемой на рис. 2.11 формула для расчета вероятности успешной посадки БЛА должна иметь вид:

$$p(t_2, t_3) = p_{\text{БЛА}}(t_2, t_3) p_{\text{ПУ}}(t_2, t_3) p_{\text{ПС}}(t_2, t_3), \quad (2.33)$$

где $p_{\text{БЛА}}(t_2, t_3)$ – вероятность безотказной работы систем БЛА в процессе посадки при условии, что в момент времени t_2 они были работоспособны; $p_{\text{ПУ}}(t_2, t_3)$ – вероятность безотказной работы аппаратуры и оборудования пункта управления на интервале времени (t_2, t_3) при условии, что в момент времени t_2 они были в работоспособном состоянии; $p_{\text{ПС}}(t_2, t_3)$ – вероятность безотказного функционирования посадочных средств на интервале времени (t_2, t_3) при условии, что в момент времени t_2 они были в работоспособном состоянии.

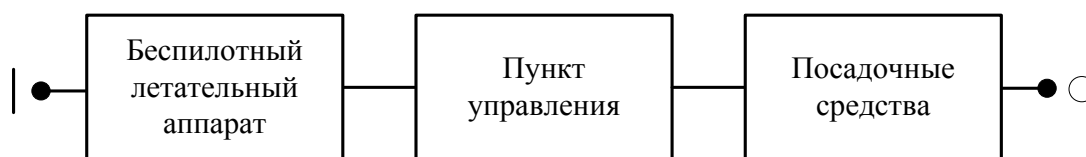


Рис. 2.11. Расчетная схема для оценки надежности БАК на этапе его посадки

Вероятность безотказной работы систем БЛА в процессе посадки определяется следующим образом:

$$p_{\text{БЛА}}(t_2, t_3) = \exp(-\tau_3 \sum_{j=1}^b \lambda_{c,j}), \quad (2.34)$$

где $\tau_3 = t_3 - t_2$ – время посадки БЛА после выхода его в заданный район посадки, b – количество систем БЛА, используемых при посадке.

В данном разделе рассматривается случай парашютной посадки БЛА. На рис. 2.12 приведена разработанная для этого случая расчетная схема.

При применении наземных посадочных средств (ПС), не входящих в состав БЛА, вероятность безотказного функционирования посадочных средств на данном этапе эксплуатации БАК вычисляется как:

$$p_{\text{ПС}}(t_2, t_3) = \exp(-\tau_3 \sum_{a=1}^h \lambda_{к,a}), \quad (2.35)$$

где h – количество компонентов посадочных средств, $\lambda_{к,a}$ – интенсивность потока отказов a -й компоненты ПС, $a = (\overline{1, h})$.

Вероятность безотказного функционирования аппаратуры и оборудования пункта управления при посадке БЛА $p_{\text{ПУ}}(t_2, t_3)$ определяется также в соответствии с формулой (2.23) и расчетной схемой на рис. 2.5.

Данную методику оценки надежности БАК предлагается также использовать на этапе внутреннего проектирования БЛА и БАК при решении следующих проектных задач:

- 1) оценке соответствия показателей надежности БАК требованиям, заданным в ТТЗ на разработку БАК;
- 2) выявлении составных частей (элементов), отказы которых вызывают снижение уровня надежности БАК (БЛА);
- 3) накоплении исходных данных для корректирования норм расхода запасных частей и др.

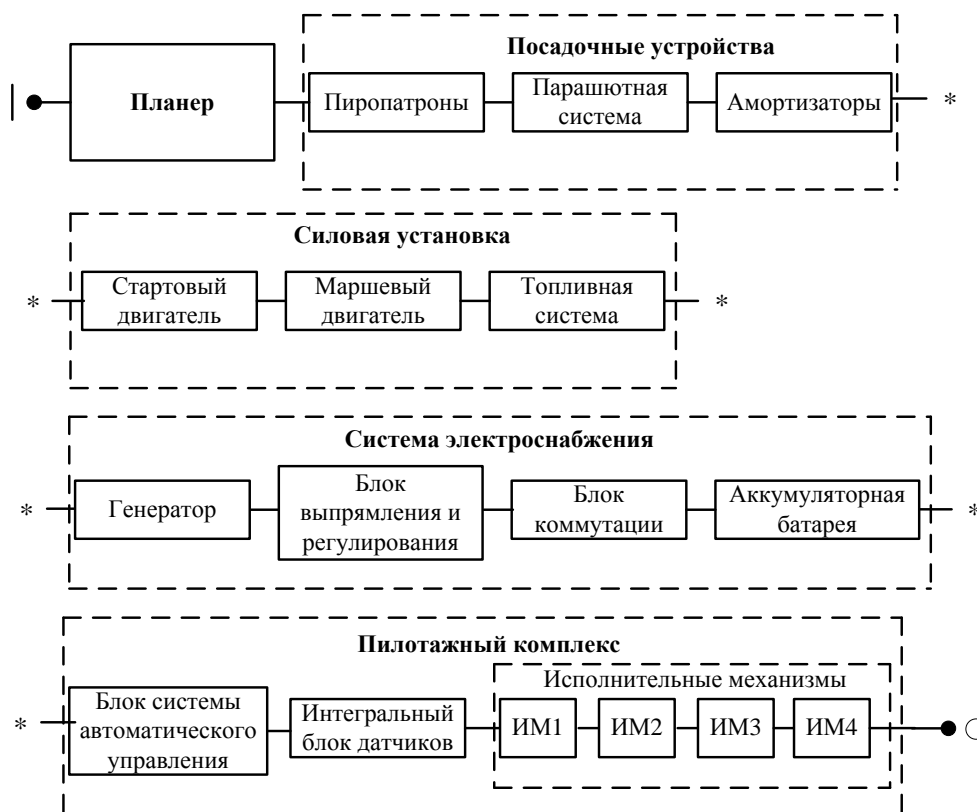


Рис. 2.12. Расчетная схема для оценки надежности БЛА при его посадке

2.5. Методика многокритериальной сравнительной оценки эффективности вариантов ИнБАК

Степень достижения цели эффективного применения БАК можно оценить, выполняя на каждом этапе разработки оценку эффективности комплекса. Более того, актуальность и практическая значимость проблемы оценки эффективности БАК на этапе его внешнего проектирования определяется необходимостью проведения разработчиками технико-экономического обоснования этого проекта (см. рис. 2.1 процедуры 2.4 и 3.3) с целью получения средств на его выполнение в современных условиях существенного сокращения бюджетного финансирования НИОКР [34].

На основе анализа работ [34, 38-43, 69] можно сделать вывод о том, что основной, наиболее часто используемый подход к оценке эффективности образцов вооружения и военной техники заключается в применении только одного (главного) критерия эффективности.

Анализ существующих методик оценки эффективности БАК [48] показал, что они ориентированы в основном на оценку эффективности применения БАК (решения поставленной задачи) с использованием большого объема априорной информации, отсутствующей на этапе его внешнего проектирования. В этих работах используется либо один интегральный показатель частного характера, либо критерий «эффективность – стоимость».

В связи с тем, что БАК являются сложными эргатическими системами, эффективность которых сложно объективно оценить единственным показателем, в данном разделе предлагается применение подхода построения множества эффективных образцов ИнБАК, основанного на Парето-оптимальном анализе и обеспечивающем многокритериальную оценку образцов [77, 122].

Отметим, что на необходимость многокритериальной оценки эффективности и на многокритериальный анализ альтернативных вариантов изделий АТ указывается в ряде работ [40, 41, 48, 102]. Например, Парето-оптимальный подход используется [43] при оценке эффективности средств поражения сухопутных войск, но только для двух критериев: «вероятность – стоимость выполнения боевой задачи».

Предлагаемый подход заключается в выделении множества Парето-оптимальных решений (эффективных, наилучших компромиссных образцов ИнБАК) из множества оценок (множества оцениваемых ИнБАК) на основе аксиомы Парето [40, 46]. В соответствии с этой аксиомой не выделяется единственное решение, а только сужается множество альтернатив, с исключением из рассмотрения решений, которые заведомо будут неэффективными. Множество Парето включает в себя компромиссные решения, для каждого из которых значение любого из его критериев можно улучшить лишь за счет ухудшения значений остальных критериев.

Недостаток Парето-анализа множества альтернатив заключается в том, что при достаточно большом исходном множестве вариантов множество Парето может оказаться недопустимо большим для того, чтобы ЛПР был в состоянии осуществить окончательный выбор самостоятельно. Отметим, что на сегодняшний день отсутствует теоретически обоснованный общий подход к выбору конкретного решения из формируемого множества Парето-оптимальных решений. Также в качестве недостатка можно выделить желательность (необходимость) использования только количественных показателей.

Предлагаемая методика сравнительной многокритериальной оценки эффективности ИнБАК [77, 122] на этапе его внешнего проектирования заключается в выделении эффективных образцов ИнБАК (Парето-оптимальных образцов), определении «идеального» ИнБАК и ИнБАК-«лидера», вычислении отклонений оцениваемых образцов БАК от ИнБАК-«лидера» и «идеального» Ин-

БАК, а также в формировании ожидаемых показателей эффективности перспективного ИнБАК.

Для построения множества эффективных образцов ИнБАК в данной работе на основе аксиомы Парето в сильном варианте [46] предлагается правило выбора эффективных образцов ИнБАК для дискретного случая при смешанном составе критериев. Отношения порядка (бинарные отношения \geq и \leq) вводятся с использованием понятия выпуклого многогранного конуса с ортогональными гранями, сформулированного на основе понятия выпуклого конуса («упорядочивающего конуса»), приведенного в работах [46, 120].

Введем в рассмотрение множество (вектор) показателей эффективности ИнБАК:

$$W = (W_1, W_2, \dots, W_n). \quad (2.36)$$

Здесь W_i – частный показатель эффективности, оценивающий одно из функциональных, эксплуатационных и других свойств ИнБАК, $i = \overline{(1, n)}$. Считается, что все показатели независимы по предпочтению, т. е. каждый показатель независим по предпочтению от совокупности всех остальных, следовательно, на множестве оценок можно ввести отношение нестрогого предпочтения (\geq или \leq) [46].

Пусть имеется N образцов ИнБАК и каждый k -й образец описывается значениями показателей эффективности:

$$W_{ik} = W_i(t_k), \quad k = \overline{(1, N)}, \quad i = \overline{(1, n)}, \quad (2.37)$$

достигнутыми в момент времени t_k , под которым понимается момент (год) начала эксплуатации (или год разработки) k -го образца ИнБАК.

В множестве (2.36) выделяются подмножества максимизируемых показателей:

$$W_i \rightarrow \max, \quad i = \overline{(1, n_1)} \quad (2.38)$$

и минимизируемых показателей:

$$W_i \rightarrow \min, \quad i = \overline{(n_1 + 1, n)}. \quad (2.39)$$

Требуется определить эффективные образцы ИнБАК в соответствии с выражениями (2.38) и (2.39).

Рассматриваемая задача (2.37)-(2.39) является дискретной многокритериальной задачей оптимизации, определенной на конечном множестве альтернатив. При этом, согласно работе [46], множество эффективных решений (эффективных образцов ИнБАК) всегда непусто и, более того, внешне устойчиво.

Отметим, что в единственно доступной работе в этом направлении [49] рассматривается алгоритм выделения множества неподчиненных решений (оценок) с использованием отношения предпочтительности для дискретного

случая. Недостаток этого алгоритма в том, что он имеет теоретико-множественную запись и не адаптирован для программной реализации.

В n -мерном пространстве показателей W_1, W_2, \dots, W_n совокупность значений (2.37) задает множество N точек. В этом множестве выделяются эффективные образцы ИнБАК (Парето-оптимальные образцы) с использованием соотношений вида:

$$W_i \geq W_{ik}, i = \overline{(1, n_1)}, W_i \leq W_{ik}, i = \overline{(n_1 + 1, n)}, \quad (2.40)$$

где $(W_{1k}, W_{2k}, \dots, W_{nk})$ – некоторая k -я точка рассматриваемого множества, характеризующая k -й образец ИнБАК.

На основе этого можно сформулировать следующее решающее правило: «Если для произвольных s -го и k -го образцов ИнБАК одновременно выполняются все неравенства вида (2.41):

$$W_{is} \geq W_{ik}, i = \overline{(1, n_1)}, W_{is} \leq W_{ik}, i = \overline{(n_1 + 1, n)}, \quad (2.41)$$

причем хотя бы одно неравенство строгое, то s -й образец ИнБАК является более эффективным (Парето-оптимальным образцом) по сравнению с k -м образцом с использованием отношения нестрого предпочтения».

Проводя полный перебор всех N точек, с помощью этого правила можно получить множество эффективных образцов ИнБАК. Это множество составляют такие s -е образцы, $s \in \overline{(1, N)}$, для которых условия вида (2.41) выполняются, т.е. выпуклые многогранные конусы с ортогональными гранями, с вершинами в этих точках являются пустыми.

Предположим, что в состав множества эффективных ИнБАК (Парето-оптимального множества) вошли образцы с номерами $s_1, s_2, \dots, s_b, \dots, s_r$. Для дальнейшей оценки эффективности ИнБАК в множестве эффективных образцов ИнБАК предлагается выделять «идеальный» ИнБАК и ИнБАК-«лидер» [121].

Показатели эффективности «идеального» ИнБАК характеризуются в n -мерном пространстве их значений точкой $(W_1^*, W_2^*, \dots, W_n^*)$, координаты которой определяются с учетом исходных данных (2.37) следующим образом:

$$W_i^* = \max_{1 \leq k \leq r} W_{ik}, i = \overline{(1, n_1)}, W_i^* = \min_{1 \leq k \leq r} W_{ik}, i = \overline{(n_1 + 1, n)}. \quad (2.42)$$

Под образцом-«лидером» понимается ИнБАК, который наиболее близок по своим показателям к показателям «идеального» ИнБАК. При его определении используется известный способ преодоления неопределенности целей – введение метрики в пространстве целевых функций [40]. В качестве меры близости используется евклидова метрика – расстояние между точками $(W_1^*, W_2^*, \dots, W_n^*)$ и $(W_{1s_b}, W_{2s_b}, \dots, W_{ns_b})$, определяемое по формуле вида:

$$\rho_b = \left(\sum_{i=1}^n (W_i^* - W_{is_b})^2 \right)^{0.5}, \quad b = (\overline{1, r}). \quad (2.43)$$

Таким образом, ИнБАК-«лидером» будет являться образец ИнБАК с номером s_p , для которого выполняется условие вида:

$$\rho_p = \min_{1 \leq b \leq r} \rho_b. \quad (2.44)$$

Пусть вновь разрабатываемый образец ИнБАК, эффективность которого требуется оценить, имеет значения показателей эффективности $(\overline{W}_1, \overline{W}_2, \dots, \overline{W}_n)$.

Для сравнения его с «лидером» вычисляются значения отклонений вида:

$$\Delta W_{ip} = W_{ip} - \overline{W}_i, \quad i = (\overline{1, n_1}), \quad \Delta W_{ip} = \overline{W}_i - W_{ip}, \quad i = (\overline{n_1 + 1, n}). \quad (2.45)$$

Если эти величины удовлетворяют условиям:

$$\Delta W_{ip} < 0, \quad i = (\overline{1, n}), \quad (2.46)$$

то новый образец ИнБАК, вследствие того, что:

$$\overline{W}_i > W_{ip}, \quad i = (\overline{1, n_1}), \quad \overline{W}_i < W_{ip}, \quad i = (\overline{n_1 + 1, n}),$$

превышает по эффективности наилучший из существующих по метрике (2.43) образец ИнБАК.

Если для некоторых $i \in (\overline{1, n})$ знак величины ΔW_{ip} положителен, то у нового образца показатели W_i необходимо доработать на величину не менее чем $|\Delta W_{ip}|$.

Если при создании нового ИнБАК были использованы принципиально новые проектные решения, то целесообразно сравнивать его с «идеальным» ИнБАК. В этом случае вычисляются величины:

$$\Delta W_i^* = W_i^* - \overline{W}_i, \quad i = (\overline{1, n_1}), \quad \Delta W_i^* = \overline{W}_i - W_i^*, \quad i = (\overline{n_1 + 1, n}), \quad (2.47)$$

и анализ уровня его эффективности проводится аналогичным образом с использованием условия:

$$\Delta W_i^* < 0, \quad i = (\overline{1, n}). \quad (2.48)$$

В случае выполнения условий вида (2.48) можно утверждать, что эффективность рассматриваемого образца ИнБАК превышает достигнутый к настоящему времени научно-технический уровень.

Следуя системному подходу, эффективность нового образца ИнБАК необходимо сравнивать с возможными значениями показателей эффективности, которые могут быть достигнуты в процессе развития этого класса изделий авиационной техники. Для этих целей необходимо выявить тенденции развития значений показателей эффективности и построить их прогнозные величины в момент времени (год) $\tau > t_N$, когда новый ИнБАК должен быть передан в эксплуатацию.

Для этого существующие значения показателей (2.37) рассматриваются как временные ряды вида:

$$W_i^T = W_i(t_k), \quad i = (\overline{1, n}), \quad k = (\overline{1, N}). \quad (2.49)$$

С применением известных методов теории прогнозирования [136] проводится построение функций тренда этих показателей:

$$W_i(t) = \sum_{q=0}^m \alpha_{iq} \varphi_{iq}(t), \quad (2.50)$$

где α_{iq} – коэффициенты, определяемые с помощью выбранного метода, $\varphi_{iq}(t)$ – применяемые в методе системы функций.

Функции (2.50) используются для расчета ожидаемых значений показателей эффективности БАК в момент времени τ :

$$\tilde{W}_i = W_i(\tau), \quad i = (\overline{1, n}). \quad (2.51)$$

Оценки достижимости этих значений определяются следующим образом:

$$\Delta \tilde{W}_i = \tilde{W}_i - \bar{W}_i, \quad i = (\overline{1, n_1}), \quad \Delta \tilde{W}_i = \bar{W}_i - \tilde{W}_i, \quad i = (\overline{n_1 + 1, n}). \quad (2.52)$$

Анализируя, как было отмечено выше, знаки и значения величин $\Delta \tilde{W}_i$, можно оценить соответствие показателей эффективности рассматриваемого образца ИнБАК потенциальной (прогнозной) эффективности и выявить направления его доработки для соответствия отечественным и зарубежным тенденциям развития соответствующего вида БАК.

Суть предлагаемого выше подхода проиллюстрируем для случая, когда в векторный показатель эффективности ИнБАК (2.36) входят два показателя, т.е. $n = 2$, таких, что должны выполняться требования вида $W_1 \rightarrow \max$, $W_2 \rightarrow \max$. В пространстве критериев (W_1, W_2) совокупность их значений задает конечное множество точек, представленных при $N = 14$ на рис. 2.13.

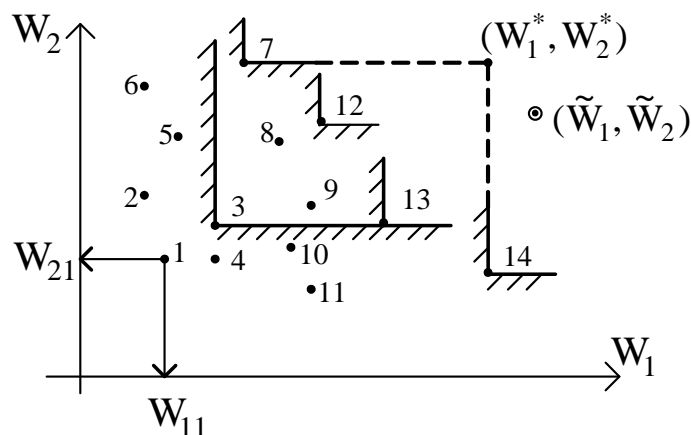


Рис. 2.13

Для выделения в этом множестве эффективных образцов ИнБАК используются соотношения (2.40) вида: $W_1 \geq W_{1k}$, $W_2 \geq W_{2k}$.

Из вышеприведенного правила следует, что образцы ИнБАК с номерами $s = 7, 8, 9, 12, 13$ являются более предпочтительными по сравнению с третьим образцом. Эффективными образцами в рассматриваемой совокупности ИнБАК являются образцы 7, 12, 13 и 14.

Методика сравнительной многокритериальной оценки эффективности вариантов ИнБАК включает в себя следующие этапы:

1. Формирование (выбор) состава множества показателей эффективности W_1, W_2, \dots, W_n .

2. Выделение в их составе показателей вида (2.38) и (2.39).

3. Сбор статистики по показателям эффективности существующих отечественных и зарубежных образцов ИнБАК и оформление ее в форме таблицы вида (2.37).

4. Последовательный выбор s -го и k -го образцов ИнБАК, где $s \in (\overline{1, N})$ и $k \in (\overline{1, N})$. Проверка выполнения условий (2.41). При их выполнении k -й образец ИнБАК исключается из дальнейшего рассмотрения как неэффективный. Повторение выбора оставшихся пар образцов до полного исчерпания множества рассматриваемых образцов ИнБАК.

5. Формирование множества эффективных образцов ИнБАК $s_1, s_2, \dots, s_b, \dots, s_r$.

6. Формирование показателей эффективности $(W_1^*, W_2^*, \dots, W_n^*)$ «идеального» ИнБАК с использованием выражений (2.42).

7. Поиск в множестве эффективных ИнБАК s_p -го образца-«лидера» с использованием оценок (2.43) и (2.44).

8. Ввод значений $\overline{W}_1, \overline{W}_2, \dots, \overline{W}_n$ показателей эффективности разрабатываемого образца ИнБАК.

9. Вычисление с помощью формул (2.45) отклонений его показателей от показателей эффективности образца-«лидера».

10. Проверка условий вида (2.46) и выделение подмножества показателей, для которых эти условия нарушаются, получение значений соответствующих отклонений $\Delta W_{ip} > 0, i \in (\overline{1, n})$.

11. Сравнение оцениваемого комплекса с «идеальным» ИнБАК с использованием выражений (2.47) и (2.48) и получение значений $\Delta W_i^* > 0$.

12. Формирование ожидаемых показателей эффективности $\tilde{W}_1, \tilde{W}_2, \dots, \tilde{W}_n$ перспективного ИнБАК с использованием временных рядов (2.49), функций тренда (2.50) и формул вида (2.51) для задаваемого значения горизонта прогноза τ .

13. Вычисление оценок достижимости прогнозных показателей эффективности ИнБАК по формулам (2.52) и получение отклонений $\Delta\tilde{W}_i > 0$.

14. Анализ существующих и перспективных научно-технических и финансовых возможностей проектной организации и принятие решения на основе рассмотрения величин ΔW_{ip} , ΔW_i^* , $\Delta\tilde{W}_i$, $i = (\overline{1, n})$ о приведении в соответствие оцениваемого образца ИнБАК образцу-«лидеру», «идеальному» образцу или перспективному образцу ИнБАК.

Преимущество предлагаемой методики сравнительной оценки эффективности вариантов ИнБАК [77, 122] состоит в том, что он без привлечения сложного математического аппарата позволяет с минимальными временными затратами и при минимальных доступных исходных данных, известных на начальном этапе проекта, оценить эффективность и технический уровень разрабатываемого БАК. При этом может быть выполнен всесторонний объективный сравнительный анализ аналогов БАК с учетом в полной мере всех их основных свойств. Предлагаемая методика также позволяет сформировать предложения по дальнейшему совершенствованию БАК с определением тенденций развития показателей эффективности.

ГЛАВА III. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ АНАЛИТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

К одним из важных задач аванпроекта этапа внешнего проектирования ИнБАК, представленных на рис. 2.1, относятся задачи их аналитического проектирования. Под аналитическим проектированием в данной работе понимается применение современных математических моделей и методов, позволяющих определять и обосновывать оптимальные проектные параметры системы [97, 98].

Важность и необходимость аналитического проектирования ИнБАК определяются тем, что в рамках данного этапа в наибольшей степени достигается цель формирования рационального облика ИнБАК, обеспечивающего его эффективное применение.

В дальнейшем построенные модели могут быть использованы при разработке информационной технологии создания ИнБАК.

3.1. Оптимальный выбор основных параметров ИнБЛА и его целевого оборудования

В данном разделе предлагается модель, позволяющая решать задачу комплексного проектирования ИнБЛА [72]. Решение рассматриваемой задачи позволяет формировать требования к основным параметрам ИнБЛА и его бортового целевого оборудования, проводить совместную оценку основных проектных параметров ИнБЛА, значительно влияющих на эффективность решения им целевой задачи, а также предоставляет возможность определить влияние этих параметров друг на друга.

В качестве целевого оборудования ИнБЛА рассматривается наиболее распространенная в настоящее время воздушная тепловизионная аппаратура (ВТА) (в частности, инфракрасная система переднего обзора), работающая в реальном масштабе времени совместно с оператором-дешифровщиком, входящим в состав персонала пункта управления и обработки информации ИнБАК.

Недостатком существующих подходов, ориентированных на оптимальное проектирование ВТА [27, 96], является тот факт, что параметры движения ЛА – носителя ВТА обычно считаются заданными. Практический интерес представляет задача комплексного проектирования ИнБЛА и его целевого оборудования, решение которой в доступной литературе отсутствует [15, 17, 109].

Общая математическая модель решения предлагаемой задачи имеет вид:

$$P = P(x_1, x_2, \dots, x_n, y_1, y_2, \dots, y_m) \rightarrow \max, \quad (3.1)$$

$$\varphi_i(x_1, x_2, \dots, x_n) \leq 0, \quad i = (\overline{1, k}), \quad x \geq 0, \quad (3.2)$$

$$\Psi_j(y_1, y_2, \dots, y_m) \leq 0, \quad j = (\overline{1, r}), \quad y \geq 0, \quad (3.3)$$

$$\Phi_s(x_1, x_2, \dots, x_n, y_1, y_2, \dots, y_m) \leq 0, s = (\bar{1}, \bar{h}). \quad (3.4)$$

Здесь в качестве целевой функции P выступает вероятность выявления (обнаружения, распознавания, идентификации) искомого объекта (цели); $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)$, $y = (y_1, y_2, \dots, y_m)$ – соответственно векторы параметров (характеристик) целевого оборудования и ИнБЛА. Условия (3.2) и (3.3) описывают соответственно ограничения на параметры целевого оборудования и ИнБЛА. Выражения (3.4) определяют совместные ограничения на их значения.

Данная модель может быть также использована на этапе внешнего проектирования ИнБАК при разработке комплексных математических моделей его эффективного применения (см. процедуру 2.5 на рис. 2.1).

Следуя работам [27, 72], рассмотрим конкретизацию модели (3.1)-(3.4). Считаем, что заданы следующие исходные данные для ВТА: $l_0 \times h_0$ – габаритные размеры искомого объекта в плане; ΔT_R – средняя разность температур объекта и фона; $2\beta_c$ – поле зрения по строке изображения; C – критерий Джонсона, отвечающий решаемой задаче вскрытия ($C = 1$ – при обнаружении объекта, $C = 4$ – при распознавании объекта); N_0 – степень тепловой неоднородности фона; $\Delta\lambda$ – спектральный рабочий диапазон.

К искомым параметрам задачи относятся: ΔT_0 – порог чувствительности ВТА; δ_0 – элементарное поле зрения ВТА; α – угол отклонения оси ВТА от надира в плоскости полета носителя; V – скорость полета; H – высота полета носителя ВТА.

В качестве конкретизации критерия оптимальности (3.1) предлагается использовать полную вероятность выявления объекта:

$$P_\Sigma = P_{\text{виз.}} P \rightarrow \max, \quad (3.5)$$

где $P_{\text{виз.}}$ – вероятность визирования искомого объекта, т.е. вероятность того, что за время нахождения объекта в поле зрения ВТА оператор успеет его завизировать; P – вероятность того, что оператор, визируя объект, выявит его из изображения на экране его АРМ. Эти вероятности определяются формулами вида [27]:

$$P_{\text{виз.}} = 1 - \exp\left(-\frac{22000 \cdot H \delta_0^2 N}{N_0 2\beta_c V \cos^2 \alpha}\right), \quad (3.6)$$

$$P = 1 - \exp\left[-0,7\left(\frac{N}{CN_0}\right)^2\right], \quad N = \frac{h}{A}. \quad (3.7)$$

где h – минимальный размер искомого объекта; A – разрешение на местности ВТА.

Отметим, что приведенная формула определения вероятности выявления объекта (3.5) применима при использовании одного спектрального канала ВТА. В случае многоспектральной ВТА при независимости каналов, либо при использовании аппаратуры различного вида (телевизионной, радиолокационной, тепловизионной) данная формула может быть преобразована в следующий вид:

$$P_{\Sigma} = 1 - (1 - P_i)^n \rightarrow \max, \quad (3.8)$$

где P_i – вероятность выявления объекта i -м каналом (аппаратурой).

При коррелированности каналов аппаратуры предлагается проводить расчет вероятности выявления для «худшего» канала, имеющего худшее (большее) разрешение на местности. Так как при выявлении объекта «худшим» каналом аппаратуры можно предположить выявление этого же объекта и «лучшим» каналом.

Ограничения (3.2) на искомые переменные предлагается конкретизировать следующим образом [46]:

$$\Delta T_0^{\min} \leq \Delta T_0 \leq \Delta T_0^{\max}, \quad (3.9)$$

$$\delta_0^{\min} \leq \delta_0 \leq \delta_0^{\max} \quad (3.10)$$

$$\alpha^{\min} \leq \alpha \leq \alpha^{\max}. \quad (3.11)$$

Ограничения (3.3) на параметры ИнБЛА могут иметь вид:

$$V^{\min} \leq V \leq V^{\max}, \quad (3.12)$$

$$H^{\min} \leq H \leq H^{\max}. \quad (3.13)$$

Сложность решения сформулированной задачи заключается в том, что отсутствуют явные функциональные зависимости для вычисления значений целевой функции (3.5). В частности, для определения разрешения на местности ВТА необходимо решать нелинейное уравнение и использовать модифицированную температурно-частотную характеристику ВТА, заданную графическим образом [27]. Кроме того, при вычислениях используются табличные данные, приведенные в работе [27]. Поэтому наиболее подходящим для решения задачи является применение метода деформируемого многогранника [107], учитывающего наличие ограничений. Преимуществом этого метода является тот факт, что значения целевой функции в узлах многогранника могут вычисляться алгоритмически.

Пример. Для решения задачи, формализованной в виде математической модели (3.5), (3.9)-(3.13), применялся метод деформируемого многогранника, учитывающий наличие ограничений (3.9)-(3.13) с заданной точностью решения $\varepsilon = 10^{-4}$. При этом для определения значения параметра A (см. формулу 3.7) в каждой вершине многогранника решается методом последовательных приближений [86] нелинейное уравнение вида:

$$x = \frac{\left[\Delta T_R^2 \tau_a^2 \frac{2l_0 \cos \alpha}{7H\delta_0} \right]^2 \exp(-4\pi^2 \sigma^2 x^2)}{5,76 \Delta T_0^2},$$

где $\sigma = 0,55$, $\tau_a = [0,5(1 + \exp(-0,45H))]^{1/\cos \alpha}$ – коэффициент пропускания атмосферы в спектральном диапазоне 8-14 мкм для вертикальных трасс при летней ясной погоде [27].

В данном случае ограничения (3.9)-(3.13) конкретизируются следующим образом:

$$0,05 \text{ К} \leq \Delta T_0 \leq 0,5 \text{ К}, \quad 0,0001 \text{ рад} \leq \delta_0 \leq 0,0015 \text{ рад}, \quad 0^\circ \leq \alpha \leq 60^\circ, \\ 15 \text{ м/с} \leq V \leq 80 \text{ м/с}, \quad 500 \text{ м} \leq H \leq 3000 \text{ м}.$$

Таблица 3.1

Размеры объекта типа «вездеход» (длина×ширина), м	7×2,5
Средняя разность температур объекта и фона, К	1,5
Поле зрения по строке ВТА, рад	0,1
Степень тепловой неоднородности фона	Слабая (море, снежное поле)

Полученные результаты решения задачи при исходных данных в табл. 3.1 [27] приведены в табл. 3.2, из которых следует, что максимальная вероятность обнаружения объекта типа «вездеход» $P_{\Sigma}^{\text{обн.}} = 0,9032$ достигается при скорости полета ИнБЛА $V = 38 \text{ м/с}$; высоте полета $H = 500 \text{ м}$; пороге чувствительности ВТА $\Delta T_0 = 0,0521 \text{ К}$; элементарном поле зрения ВТА $\delta_0 = 0,0006 \text{ рад}$; угле отклонения оси ВТА от надира $\alpha = 0,2279 \text{ град}$.

Максимальная вероятность распознавания объекта типа «вездеход» при исходных данных в табл. 3.1 составляет $P_{\Sigma}^{\text{расп.}} = 0,3083$. При этом параметры ИнБЛА и ВТА принимают следующие значения: $V = 39 \text{ м/с}$; $H = 500 \text{ м}$; $\Delta T_0 = 0,05 \text{ К}$; $\delta_0 = 0,0004 \text{ рад}$; $\alpha = 0,0089 \text{ град}$.

При исходных данных, приведенных в табл. П1.11, получены следующие результаты решения задачи: максимальная вероятность обнаружения объекта типа «нефтяное пятно» $P_{\Sigma}^{\text{обн.}} = 0,8711$; $V = 39 \text{ м/с}$; $H = 500 \text{ м}$; $\Delta T_0 = 0,05 \text{ К}$; $\delta_0 = 0,0004 \text{ рад}$; $\alpha = 0,0081 \text{ град}$. Отметим, что максимальное значение вероятности распознавания объекта типа «нефтяное пятно» $P_{\Sigma}^{\text{расп.}} = 0,1201$ значительно меньше требуемого значения $P_{\text{треб.}}^{\text{расп.}} \geq 0,8$, принятого у разработчиков ВТА [27].

Таблица 3.2

Номер итерации	P_{Σ}	V, м/с	H, м	ΔT_0 , К	δ_0 , рад	α , град.
При C = 1 (задача обнаружения объекта)						
1	0,8428	46	500	0,1	0,0008	0
3	0,8428	46	500	0,1	0,0008	0
6	0,8893	41,41	500	0,0666	0,0007	0,0894
9	0,8958	39,66	500	0,0666	0,0006	0,143
12	0,8985	39,51	500	0,0502	0,0006	0,1772
15	0,9006	38,94	500	0,0527	0,0006	0,1942
18	0,9021	38,7	500	0,0532	0,0006	0,2087
21	0,9027	38,49	500	0,0514	0,0006	0,2189
24	0,9031	38,45	500	0,0523	0,0006	0,2253
27	0,9032	38,39	500	0,0521	0,0006	0,2279
При C = 4 (задача распознавания объекта)						
1	0,1252	46	500	0,1	0,0008	0
3	0,1276	42,36	500	0,0988	0,0007	0,2979
6	0,1964	42,18	500	0,05	0,0006	0
9	0,2482	40,37	500	0,05	0,0005	0
12	0,2801	39,96	500	0,05	0,0004	0
17	0,2948	39,62	500	0,05	0,0004	0,0104
21	0,3022	39,42	500	0,05	0,0004	0,0132
25	0,3058	39,40	500	0,05	0,0004	0,0109
29	0,3074	39,39	500	0,05	0,0004	0,0099
33	0,3081	39,39	500	0,05	0,0004	0,0092
37	0,3083	39,39	500	0,05	0,0004	0,0089

Таким образом, из результатов проведенных вычислительных экспериментов следует, что полученные параметры проектируемой системы «ИнБЛА плюс ВТА» позволяют обеспечить гарантированное решение задач обнаружения объектов типа «вездеход» и «нефтяное пятно». При этом задачи распознавания этих объектов не могут быть решены при условиях, приведенных в табл. 3.1 и П1.11, в рамках наложенных ограничений на искомые параметры (3.9)-(3.13) в связи с неудовлетворительным уровнем вероятности распознавания объекта (менее 0,8). В связи с этим должно быть принято решение о совершенствовании разрешающей способности целевого оборудования.

Рассматривая данную задачу для исходных данных, представленных в табл. 3.3, при различных ограничениях на параметры перспективного ИнБЛА можно на основе полученных результатов, приведенных в таблице П1.12,

сформулировать следующие практические выводы и рекомендации для разработчиков:

Таблица 3.3

Размеры объекта типа «танк» (длина×ширина), м	6×3
Размеры объекта типа «джип» (длина×ширина), м	3×2
Средняя разность температур объекта и фона, К	0,1
Поле зрения по строке ВТА, рад	0,1
Степень тепловой неоднородности фона	Сильная (горная и пустынная местность)

1) Для решения задач обнаружения с вероятностью 0,98 и распознавания с вероятностью 0,93 объекта типа «танк» на горной или пустынной местности в ТЗ на проектируемую систему «ИнБЛА + ВТА» должны быть исследованы возможности реализации следующих значений: $V = 15$ м/с; высота решения целевых задач $H = 50$ м; $\Delta T_0 = 0,088$ К; $\delta_0 = 0,0008$ рад; $\alpha = 0,2$ град. – для обнаружения объекта и $\alpha = 0,06$ град. – для распознавания объекта.

В случае невозможности реализации таких требований к ИнБЛА и ВТА должно быть принято решение о рассмотрении альтернативных вариантов такой системы.

2) Для решения задачи обнаружения с вероятностью 0,93 объекта типа «джип» на горной или пустынной местности в качестве требований к проектируемой системе «ИнБЛА + ВТА» должны рассматриваться: скорость полета ИнБЛА при решении задачи обнаружения – 15 м/с; высота решения целевой задачи – 50 м; порог чувствительности ВТА $\Delta T_0 = 0,088$ К; элементарное поле зрения $\delta_0 = 0,0008$ рад; угол отклонения оси ВТА от надира $\alpha = 0,2$ град.

Рассматриваемая система «ИнБЛА + ВТА» (см. табл. 3.3, ограничения (3.9)-(3.13)) не позволяет решить задачу распознавания объекта типа «джип» на горной или пустынной местности из-за неудовлетворительного значения полученной вероятности распознавания. Следовательно, необходимо дорабатывать (усовершенствовать) разрешающую способность рассматриваемого целевого оборудования при наложенных ограничениях на ЛТХ ИнБЛА (3.12)-(3.13).

Сформированные рекомендации могут быть использованы при выборе варианта ИнБАК для внутреннего проектирования (см. процедуру 2.4 на рис. 2.1) и на этапе формирования ТЗ на разработку ИнБАК.

В рамках анализа решаемой задачи необходимо отметить, что значительное влияние на процесс ее решения оказывает задаваемое начальное приближение, выбор которого является отдельной задачей. Для ее эффективного решения, на наш взгляд, необходимо привлекать группу специалистов-разработчиков ИнБЛА и ВТА.

На наш взгляд, дальнейшие доработки модели (3.5), (3.9)-(3.13) должны осуществляться в следующих направлениях:

- Учет работы целевого оборудования в ближнем диапазоне ИК спектра (3-5 мкм).
- Разработка методики определения вероятностей выявления группы объектов.
- Включение в состав искомых параметров ИнБАК других характеристик, присутствующих в ТЗ на его разработку.

3.2. Оптимизация состава целевого оборудования ИнБЛА

Перспективным направлением развития ИнБЛА является комплексирование нескольких видов их целевого оборудования [8, 12, 31].

Задача оптимизации состава целевого оборудования ИнБЛА рассматривается при структурном синтезе ИнБЛА (см. процедуру 2 на рис. 2.2). Отметим, что решение задач такого вида в доступной литературе не приводится.

Пусть имеется K видов целевого оборудования, предназначенных для решения задач контроля (наблюдения, разведки) подстилающей поверхности с использованием ИнБЛА.

Каждый вид целевого оборудования представлен в соответствующих каталогах [8, 116] определенным числом образцов n_i , $i = \overline{1, K}$. Для каждого j -го образца i -го вида $j = \overline{1, n_i}$, $i = \overline{1, K}$ считаются заданными следующие характеристики: p_{ij} – вероятность выявления (обнаружения, распознавания, идентификации) заданных объектов; c_{ij} – стоимость образца оборудования; m_{ij} – масса образца оборудования; u_{ij} – объем рассматриваемого образца; w_{ij} – потребная мощность электропитания образца. Рассматриваемый ИнБЛА характеризуется следующими параметрами: $C_{б.а}$ – допустимая стоимость устанавливаемого комплекса целевого оборудования; $U_{б.а}$ – располагаемый объем отсека (контейнера) для его размещения; $M_{б.а}$ – допустимое значение массы комплекса целевого оборудования; $W_{б.с.э}$ – располагаемая мощность бортовой сети электропитания.

Требуется выбрать оптимальный состав комплексного целевого оборудования, обеспечивающий максимальное значение вероятности выявления объектов и удовлетворяющий при этом стоимостные, объемные, весовые и энергетические ограничения, накладываемые ИнБЛА. При этом необходимо учитывать, что определенный вид целевого оборудования может иметь приоритет над остальными видами для решения конкретной задачи контроля.

При построении математических моделей данной задачи за основу были взяты модели, приведенные в работе [28] и доработанные в соответствии с вышеприведенной постановкой задачи. Отметим, что исходная постановка задачи

[28] отличалась тем, что состав целевого оборудования не разбивался по видам оборудования и не учитывался приоритет видов.

Вероятности выявления p_{ij} заданных объектов j -м образцом целевого оборудования i -го вида в общем случае описываются зависимостями вида:

$$p_{ij} = p_{ij}(\alpha_1, \alpha_2 \dots \alpha_k, \beta_1, \beta_2 \dots \beta_n, \gamma_1, \gamma_2 \dots \gamma_r), \quad i = \overline{1, K}, \quad j = \overline{1, n_i}. \quad (3.14)$$

Здесь $\alpha_1, \alpha_2 \dots \alpha_k$ – параметры и характеристики искомых объектов; $\beta_1, \beta_2 \dots \beta_n$ – характеристики ИнБЛА; $\gamma_1, \gamma_2 \dots \gamma_r$ – параметры и характеристики рассматриваемых образцов оборудования.

Для решения рассматриваемой задачи введем в рассмотрение булевские переменные y_{ij} , $i = \overline{1, K}$, $j = \overline{1, n_i}$, которые могут принимать следующие значения:

$$y_{ij} = \begin{cases} 1, & \text{если на борт ИнБЛА устанавливается } j\text{-й образец оборудования } i\text{-го вида;} \\ 0, & \text{в противном случае.} \end{cases}$$

Таким образом, на переменные задачи накладываются условия:

$$y_{ij} \in \{0;1\}, \quad i = \overline{1, K}, \quad j = \overline{1, n_i}. \quad (3.15)$$

С учетом этого ограничения на выбор устанавливаемых на борту образцов целевого оборудования записываются как:

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} c_{ij} y_{ij} \leq C_{б.а}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} u_{ij} y_{ij} \leq U_{б.а}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} m_{ij} y_{ij} \leq M_{б.а}; \\ \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} w_{ij} y_{ij} \leq W_{б.с.э}. \end{aligned} \quad (3.16)$$

Из условия того, что в состав целевого оборудования должно входить не более одного образца определенного вида оборудования, следуют ограничения вида:

$$\sum_{j=1}^{n_i} y_{ij} \leq 1, \quad i = \overline{1, K}. \quad (3.17)$$

Для оптимального выбора целевого оборудования будем использовать целевую функцию, которая описывает вероятность выявления искомого объекта комплексом целевого оборудования ИнБЛА [56]:

$$P_{\text{выяв}} = 1 - \prod_{i=1}^K \prod_{j=1}^{n_i} (1 - p_{ij})^{y_{ij}} \rightarrow \max_y. \quad (3.18)$$

В отличие от задачи оптимальной компоновки приборных комплексов ЛА, представленной в работе [57], в предлагаемой математической модели (3.15)-(3.18) не заданы жесткие ограничения на число приборов в комплексе, исполь-

зован вероятностный критерий оптимальности компоновки, и ниже на основе этой модели сформулирована двухкритериальная задача оптимизации.

Из формулы (3.18) видно, что вероятность $P_{\text{выяв}}$ будет максимальной, если второе слагаемое будет принимать минимальное из возможных значений. Поэтому при решении задачи можно использовать вспомогательную целевую функцию вида:

$$Q = \prod_{i=1}^K \prod_{j=1}^{n_i} (1 - p_{ij})^{y_{ij}} \rightarrow \min_y, \quad (3.19)$$

которую можно представить в линейной форме:

$$\bar{Q} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} \bar{q}_{ij} y_{ij} \rightarrow \min_y, \quad (3.20)$$

где $\bar{q}_{ij} = \ln(1 - p_{ij})$, $\bar{Q} = \ln Q$.

В этом случае задача оптимизации состава целевого оборудования ИнБЛА формулируется следующим образом: «Найти значения переменных y_{ij} , $i = \overline{1, K}$, $j = \overline{1, n_i}$, доставляющих минимум критерию оптимальности (3.20) при выполнении ограничений (3.15)-(3.17)».

В настоящее время отсутствует единый подход к многокритериальной оптимизации состава электронной аппаратуры. В работе [58] приводятся различные виды критериев оптимизации, но отсутствуют методы формирования вариантов решения. Рассмотрим один из подходов к формированию компромиссных вариантов состава целевого оборудования, при котором обеспечивается достижение следующих целей: 1) минимизация вероятности невыявления искомых объектов, 2) минимизация суммарной массы установленного на борту целевого оборудования.

В этом случае двухкритериальная задача оптимизации состава целевого оборудования ИнБЛА примет следующий вид:

$$\bar{Q} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} \bar{q}_{ij} y_{ij} \rightarrow \min_y; \quad (3.21)$$

$$M = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} m_{ij} y_{ij} \rightarrow \min_y; \quad (3.22)$$

$$\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} c_{ij} y_{ij} \leq C_{\text{б.а}}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} u_{ij} y_{ij} \leq U_{\text{б.а}}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} w_{ij} y_{ij} \leq W_{\text{б.с.э}}; \quad (3.23)$$

$$y_{ij} \in \{0;1\}, \quad i = \overline{1, K}, \quad j = \overline{1, n_i}. \quad (3.24)$$

$$\sum_{j=1}^{n_i} y_{ij} \leq 1, \quad i = \overline{1, K}. \quad (3.25)$$

Отметим, что вместо критерия (3.22) могут быть использованы критерии минимальной стоимости, или объема, или суммарной потребляемой мощности, для формализации которых используются левые части соотношений (3.23). В зависимости от требований заказчика в данной задаче могут быть использованы более двух критериев оптимальности.

Рассматриваемая выше однокритериальная задача (3.20), (3.15)-(3.17) относится к классу задач линейного булева программирования, для решения которых предлагается использовать эвристический алгоритм, относящийся к классу «жадных» алгоритмов [60]. Предлагаемый алгоритм применительно к рассматриваемой задаче приведен в работе [28].

Для решения двухкритериальной задачи оптимизации (3.21)-(3.25) предлагается использовать Парето-оптимальный подход, рассмотренный в разделе 2.5.

3.3. Формирование управляющих воздействий при полете ИнБЛА по заданной траектории в вертикальной плоскости

Эффективное применение ИнБЛА во многом определяется его профилями полета, которые должны обеспечивать выполнение требований к решению целевых задач (см. процедуры 1.2 и 2.5 на рис. 2.1). В связи с этим на этапе внешнего проектирования необходимо, на наш взгляд, оценивать возможность ИнБЛА воспроизводить задаваемые траектории, вырабатывая при этом требования к параметрам ИнБЛА и его целевого оборудования.

В качестве типовых траекторий полета ИнБЛА могут рассматриваться траектории, приведенные на рис. 3.1-3.3 [48].

В данном разделе рассматривается задача формирования на основе траектории полета, заданной непрерывно-дифференцируемой функцией и интервалом времени, необходимых управляющих воздействий, обеспечивающих движение БЛА по заданной траектории в вертикальной плоскости с известным законом изменения его скорости [75].

Моделирование полета БЛА в вертикальной плоскости может также использоваться для планирования его выхода в одну из зон контроля $R_1^B, R_2^B, \dots, R_{q_1}^B$ информационного пространства региона R , рассматриваемого в разделе 4.1.

Пусть на интервале времени $[t_0, t_k]$ ИнБЛА должен воспроизвести в вертикальной плоскости траекторию движения, заданную уравнением:

$$y = f(x), \quad (3.27)$$

с известным законом изменения скорости $V_{зад} = V_{зад}(t)$, $t \in [t_0, t_k]$, в общем случае описываемого полиномом n -го порядка.

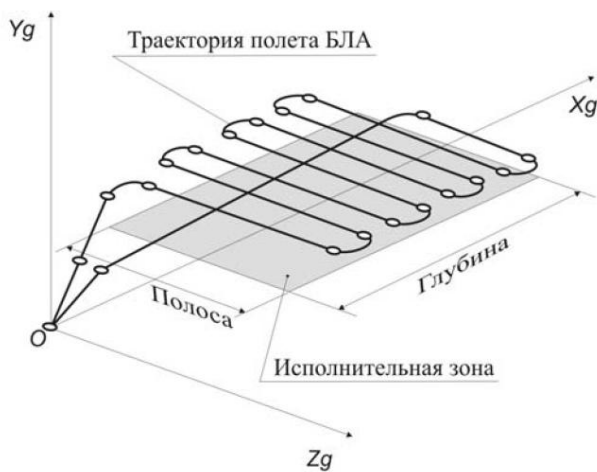


Рис. 3.1

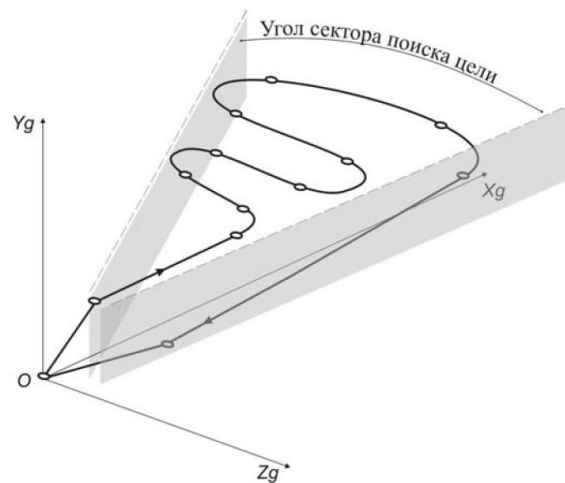


Рис. 3.2

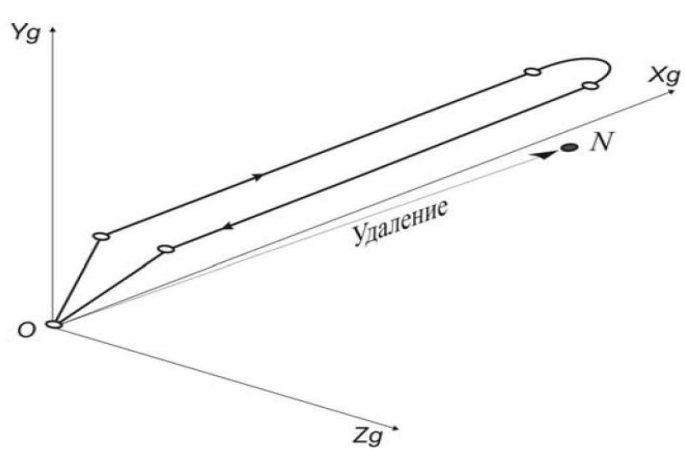


Рис. 3.3

Будем считать, что при $t = t_0$ траектория (3.27) начинается в точке (x_0, y_0) (см. рис 3.4).

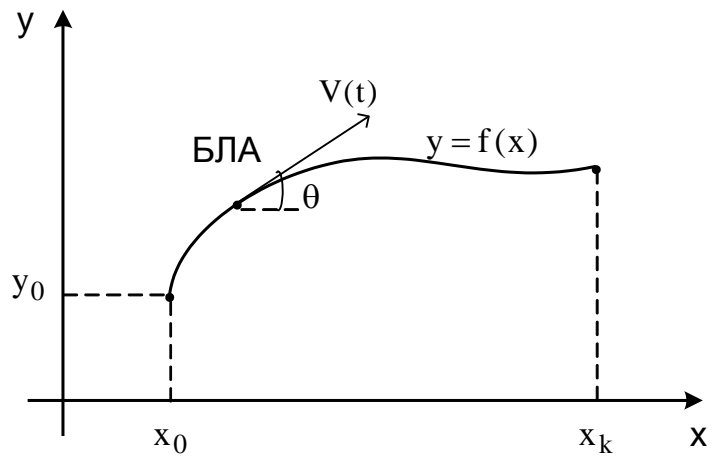


Рис. 3.4

Формирование базовой траектории (3.27) предлагается осуществлять либо путем задания аналитической кривой, либо сплайн-интерполяцией на основе системы базовых точек. Отметим, что подход определения оптимальной траектории движения ЛА, приведенный в работе [61], требует для определения базово-

вых траекторий движения центра масс ЛА использование полиномов 5-7 порядка, удовлетворение граничным условиям и выдерживание ограничений на фазовые координаты центра масс на каждом этапе маневра, что является весьма трудоемким для практической реализации.

Движение БЛА в вертикальной плоскости как материальной точки (продольное движение БЛА), массой m , в траекторной системе координат будем описывать уравнениями вида [15]:

$$m\dot{V} = P \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв.}}) - X - mg \sin \theta, \quad (3.28)$$

$$mV\dot{\theta} = P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв.}}) + Y - mg \cos \theta, \quad (3.29)$$

$$\dot{x} = V \cos \theta, \quad (3.30)$$

$$\dot{y} = V \sin \theta, \quad t_0 \leq t \leq t_k. \quad (3.31)$$

Здесь P – тяга силовой установки БЛА; α – угол атаки; $\varphi_{\text{дв.}}$ – угол установки двигателя; θ – угол наклона траектории БЛА; $X = 0.5c_x \rho V^2 S$ и $Y = 0.5c_y \rho V^2 S$ – соответственно сила лобового сопротивления и подъемная сила БЛА; $\rho = \rho(y)$ – плотность воздуха на высоте y ; S – площадь крыла БЛА.

В качестве управляющих воздействий в модели движения БЛА (3.28)-(3.31) выступают функции $\alpha = \alpha(t)$ и $P = P(t)$ [62, 64]. Эти функции будем определять с использованием подходов к решению обратных задач динамики управляемых систем [62]. Анализ доступной литературы [15, 17, 61, 62] показал, что в сформулированной выше постановке задачи такой подход не реализовывался.

Искомые функции $\alpha = \alpha(t)$ и $P = P(t)$ при накладываемых на них ограничениях (3.32)-(3.33) можно определить из системы уравнений (3.28), (3.29) при известных значениях их левых частей.

$$\alpha_{\text{мин.}} \leq \alpha \leq \alpha_{\text{макс.}}, \quad (3.32)$$

$$P_{\text{мин.}} \leq P \leq P_{\text{макс.}}. \quad (3.33)$$

Рассмотрим метод вычисления функции $\dot{\theta}(t)$, входящей в левую часть уравнения (3.29), на основе заданного уравнения (3.27).

Из рис. 3.4 следует, что:

$$\theta(x) = \arctg f'(x), \quad (3.34)$$

где $f'(x)$ – первая производная функции (3.27) в точке x . Тогда, предполагая, согласно уравнению (3.30), что $x = x(t)$, имеем:

$$\dot{\theta}(t) = \frac{d\theta}{dx} \dot{x} = \frac{f''(x)\dot{x}}{1 + [f'(x)]^2}. \quad (3.35)$$

Таким образом, для вычисления производной $\dot{\theta}(t)$ необходимо найти функции $x(t)$ и $\dot{x}(t)$ с учетом зависимости (3.27). Подставив в уравнение (3.30)

вместо функции $V(t)$ заданную зависимость $V_{\text{зад}} = V_{\text{зад}}(t)$, а угол θ заменив зависимостью (3.34), получим:

$$\dot{x} = V_{\text{зад}} \cos(\text{arctg} f'(x)). \quad (3.36)$$

Используя известное тригонометрическое тождество, уравнение (3.36) перепишем в виде:

$$\dot{x} = \frac{V_{\text{зад}}}{\sqrt{1+[f'(x)]^2}}, \quad t_0 \leq t \leq t_k. \quad (3.37)$$

Полученное нелинейное дифференциальное уравнение при построении функции $x = x(t)$ необходимо решать с использованием начального условия:

$$x(t_0) = x_0. \quad (3.38)$$

Аналогичным образом с использованием выражений (3.31), (3.34) и известного тригонометрического тождества получаем дифференциальное уравнение для определения функции $y = y(t)$, которое записывается как:

$$\dot{y} = \frac{f'(x)}{\sqrt{1+[f'(x)]^2}} V_{\text{зад}}, \quad t_0 \leq t \leq t_k. \quad (3.39)$$

Начальное условие для этого уравнения имеет вид:

$$y(t_0) = y_0. \quad (3.40)$$

Таким образом, параметрическое задание траектории движения БЛА – $x(t)$, $y(t)$ – при воспроизведении заданной траектории вида (3.27) может быть получено при решении системы уравнений (3.37), (3.39) с начальными условиями (3.38), (3.40) на интервале времени $[t_0, t_k]$.

Задачу определения управлений, обеспечивающих движение БЛА по траектории $x = x(t)$, $y = y(t)$ с заданной скоростью $V_{\text{зад}}(t)$ на интервале времени $[t_0, t_k]$, можно рассматривать как задачу построения неявных функций $\alpha(t)$ и $P(t)$, заданных уравнениями вида:

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв.}}) - 0,5C_x(\alpha, V)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S - m(g \sin \theta + \dot{V}_{\text{зад}}) &= 0, \\ P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв.}}) + 0,5C_y(\alpha, V)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S - m(g \cos \theta + V_{\text{зад}}\dot{\theta}) &= 0. \end{aligned} \quad (3.41)$$

Преобразовывая уравнения (3.41) с учетом выражений (3.34) и (3.35), получим следующую нелинейную однопараметрическую систему уравнений:

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв.}}) - 0,5C_x(\alpha, V)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S - m(g \frac{f'(x(t))}{\sqrt{1+[f'(x(t))]^2}} + \dot{V}_{\text{зад}}(t)) &= 0, \\ P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв.}}) + 0,5C_y(\alpha, V)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S - & \\ - m(g \frac{1}{\sqrt{1+[f'(x(t))]^2}} + V_{\text{зад}}(t) \frac{f''(x(t))\dot{x}(t)}{1+[f'(x(t))]^2}) &= 0. \end{aligned} \quad (3.42)$$

Данная система уравнений может быть сведена [62] к одному уравнению вида:

$$\operatorname{tg}(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) - \left[\frac{-0,5C_y(\alpha, V)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S + m\left(g\frac{1}{\sqrt{1+[f'(x(t))]^2}} + V_{\text{зад}}(t)\frac{f''(x(t))\dot{x}(t)}{1+[f'(x(t))]^2}\right)}{0,5C_x(\alpha, V)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S + m\left(g\frac{f'(x(t))}{\sqrt{1+[f'(x(t))]^2}} + \dot{V}_{\text{зад}}(t)\right)} \right] = 0. \quad (3.42.1)$$

Таким образом, процесс определения управляющих воздействий $\alpha(t)$, $P(t)$, обеспечивающих воспроизведение на интервале времени $[t_0, t_k]$ траектории полета, заданной уравнением (3.27) и функцией $V_{\text{зад}} = V_{\text{зад}}(t)$, состоит в интегрировании системы дифференциальных уравнений (3.37), (3.39) с начальными условиями (3.38), (3.40) и решении для полученных при каждом значении $t \in [t_0, t_k]$ системы трансцендентных уравнений (3.42).

В дальнейшем на основе полученных управляющих воздействий $\alpha(t)$, $P(t)$ определяются требования к таким проектным параметрам ИнБЛА: мощность и высотность двигателя, аэродинамические характеристики планера ИнБЛА и др. В случае получения неадекватных значений управляющих воздействий рекомендуется корректировать закон изменения скорости ИнБЛА и время его полета в рассматриваемом режиме.

Отметим, что расширение областей применения ИнБЛА предусматривает их старт с кораблей-носителей. Исследование вопроса возможности старта БЛА в условиях качки приводится в работах [99, 100]. Также одной из перспективных форм использования ИнБЛА является применение их в групповых полетах при решении тех или иных целевых задач [2, 12, 31]. Подход к планированию плоских траекторий групповых полетов БЛА рассматривается в работе [2].

Рассмотрим краткое описание разработанного алгоритма решения нелинейного однопараметрического уравнения вида (3.42.1), представленного в работах [63, 94].

Пусть в общем случае необходимо решить нелинейные уравнения вида:

$$F(x, t) = 0, \quad t \in [t_1, t_k], \quad (3.43)$$

где t – некоторый скалярный параметр, который может принимать дискретное множество значений t_1, t_2, \dots, t_k или изменяться непрерывным образом в заданном интервале значений.

В первом случае для решения каждого уравнения

$$F(x, t_i) = 0, \quad i = \overline{1, k} \quad (3.44)$$

можно воспользоваться известными численными методами решения нелинейных уравнений. Трудоемкость их использования будет пропорциональна числу k заданных значений параметра t . При непрерывном изменении значения

$t \in [t_1, t_k]$ существующий практический подход к решению задачи (3.43) состоит в сведении ее к первому случаю, но со значительно более «густой» сеткой значений параметра t . В этом случае трудоемкость решения задачи за счет значительного увеличения значений параметра t резко возрастает.

Преимущество предлагаемого алгоритма состоит в сокращении числа итераций, необходимых для нахождения решения в каждом текущем узле сетки значений параметра t , за счет использования решения, полученного в предыдущем узле сетки.

Перепишем уравнения (3.44) в виде:

$$F_i(x) = 0, \quad i = \overline{1, k}, \quad (3.45)$$

где $F_i(x) = F(x, t_i)$.

Предположим, что каждое уравнение $F_i(x) = 0$ имеет единственное решение $\xi_i \in [a, b]$ и $F_i(x) \neq F_j(x)$ ($i \neq j$) для всех $x \in [a, b]$, $i, j = \overline{1, k}$. Используем теорему о сходимости метода Ньютона [63] для решения задачи (3.45): «Если $F_i(a)F_i(b) < 0$, $F_i'(x), F_i''(x)$ не равны нулю и сохраняют определенные знаки на отрезке $[a, b]$, то, исходя из начального приближения x_0 , удовлетворяющего неравенству

$F_i(x_0)F_i''(x_0) > 0$, по методу Ньютона, заданного формулой $x_{n+1}^{(i)} = x_n^{(i)} - \frac{F_i(x_n^{(i)})}{F_i'(x_n^{(i)})}$,

можно вычислить единственный корень ξ_i уравнения $F_i(x) = 0$ с любой степенью точности». В качестве начального приближения x_0 выбирается тот конец отрезка $[a, b]$, которому отвечают ординаты $F_i(x_0)$ того же знака, что и $F_i''(x_0)$.

Будем считать известным значение искомого корня $x^{(i)}$ уравнения $F_i(x) = 0$ при фиксированном значении $i \in [1, k]$. Положим $i = i + 1$ и рассмотрим ситуацию, представленную на рис. 3.5.

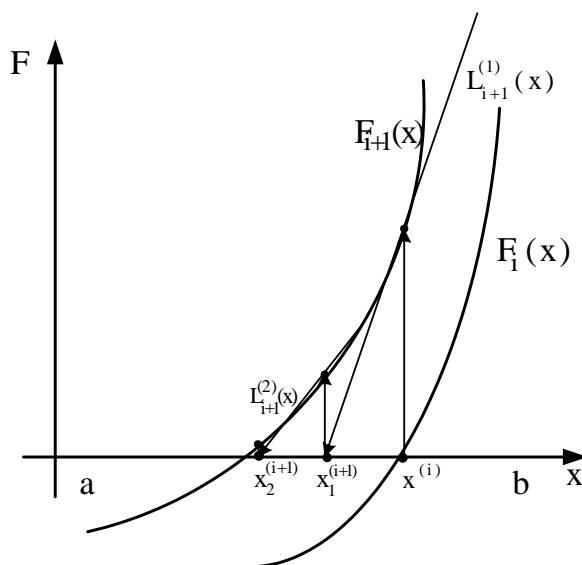


Рис. 3.5

Раскладывая правую часть уравнения

$$F_{i+1}(x) = 0 \quad (3.46)$$

в ряд Тейлора в окрестности точки $x = x^{(i)}$ с сохранением линейных членов, получаем: $F_{i+1}(x) = F_{i+1}(x^{(i)}) + F'_{i+1}(x^{(i)})(x - x^{(i)})$.

Приравнявая к нулю правую часть этого выражения, получаем уравнение касательной к кривой $F_{i+1}(x)$ в точке $x = x^{(i)}$:

$$L_{i+1}^{(1)}(x): F_{i+1}(x^{(i)}) + F'_{i+1}(x^{(i)})(x - x^{(i)}) = 0.$$

Предполагая, что корень $x^{(i)}$ является нулевым приближением к искомому корню $x^{(i+1)}$, получим первое приближение к нему по формуле:

$$x_1^{(i+1)} = x_0^{(i+1)} - \frac{F_{i+1}(x_0^{(i+1)})}{F'_{i+1}(x_0^{(i+1)})}, \text{ где } x_0^{(i+1)} = x^{(i)}.$$

Если выполняются неравенства:

$$\left| F_{i+1}(x_1^{(i+1)}) \right| \leq \varepsilon, \quad \left| \xi^{(i+1)} - x_1^{(i+1)} \right| \leq \left| x_1^{(i+1)} - x_0^{(i+1)} \right| \leq \varepsilon,$$

где ε – требуемая точность решения уравнения (3.46), то данное приближение принимается за искомое решение уравнения $F_{i+1}(x) = 0$.

В противном случае в точке $x = x_1^{(i+1)}$ строится касательная к кривой $F_{i+1}(x)$: $L_{i+1}^{(2)}(x): F_{i+1}(x_1^{(i+1)}) + F'_{i+1}(x_1^{(i+1)})(x - x_1^{(i+1)}) = 0$.

Из уравнения касательной получаем формулу для вычисления второго приближения к корню $x^{(i+1)}$: $x_2^{(i+1)} = x_1^{(i+1)} - \frac{F_{i+1}(x_1^{(i+1)})}{F'_{i+1}(x_1^{(i+1)})}$.

Обобщая этот процесс, запишем рекуррентную формулу для вычисления j -го приближения к искомому корню:

$$x_j^{(i+1)} = x_{j-1}^{(i+1)} - \frac{F_{i+1}(x_{j-1}^{(i+1)})}{F'_{i+1}(x_{j-1}^{(i+1)})}, \quad j = 1, 2, 3, \dots \quad (3.47)$$

Начальное условие для нее имеет вид:

$$x_0^{(i+1)} = x^{(i)}. \quad (3.48)$$

Общие условия завершения на j -й итерации процесса поиска корня $x^{(i+1)}$ записывается как:

$$\left| F_{i+1}(x_j^{(i+1)}) \right| \leq \varepsilon, \quad \left| \xi^{(i+1)} - x_j^{(i+1)} \right| \leq \left| x_j^{(i+1)} - x_{j-1}^{(i+1)} \right| \leq \varepsilon, \quad j = 1, 2, 3, \dots \quad (3.49)$$

Для случая, когда кривые $F_i(x)$ могут пересекаться, следует применить рекуррентную процедуру, основанную на комбинированном методе, объединяющем метод Ньютона с методом хорд [63]. В работе [63] приведены примеры, иллюстрирующие эффективность предлагаемого алгоритма.

3.4. Оптимальный выбор траектории вывода ИнБЛА из точки старта в режим горизонтального полета

Общепринятый подход определения оптимальной траектории полета ЛА заключается в формировании его закона управления, обеспечивающего экстремум какой-либо интегральной характеристики ЛА (время полета, расход топлива, скорость и высота полета), с последующим определением фазовых координат ЛА [64]. При этом реальный профиль полета ЛА включает в себя составные траектории для каждого участка полета.

В данном разделе предлагается подход задания непрерывной траектории движения ИнБЛА вида (3.27) для случая оптимального вывода БЛА из режима набора высоты в режим горизонтального полета, обеспечивающего минимизацию времени полета и вертикальной перегрузки ИнБЛА на рассматриваемом участке, гладкость перехода в горизонтальный полет и не требующего переключений программы полета ИнБЛА.

В настоящее время для БЛА, осуществляющих взлет по направляющим стартового устройства, выход в режим горизонтального полета в вертикальной плоскости производится по составной траектории, представленной на рис. 3.6 а. Для такой траектории необходимо составление трех программ для БЦВМ БЛА, управляющих его полетом соответственно на участках ОА, АВ и ВС. При этом для различных координат (L, h_k) точки перехода БЛА на горизонтальный участок полета ВС достаточно трудоемким является определение координаты точки А, в которой должен быть произведен переход от прямолинейного участка полета ОА к криволинейному участку АВ, учитывающей маневренные возможности БЛА, описываемые параметром r . Следует отметить, что два переключения программы полета БЛА, во-первых, снижают надежность выполнения БЛА полетного задания, во-вторых, требуют значительных затрат времени на их разработку программ полета.

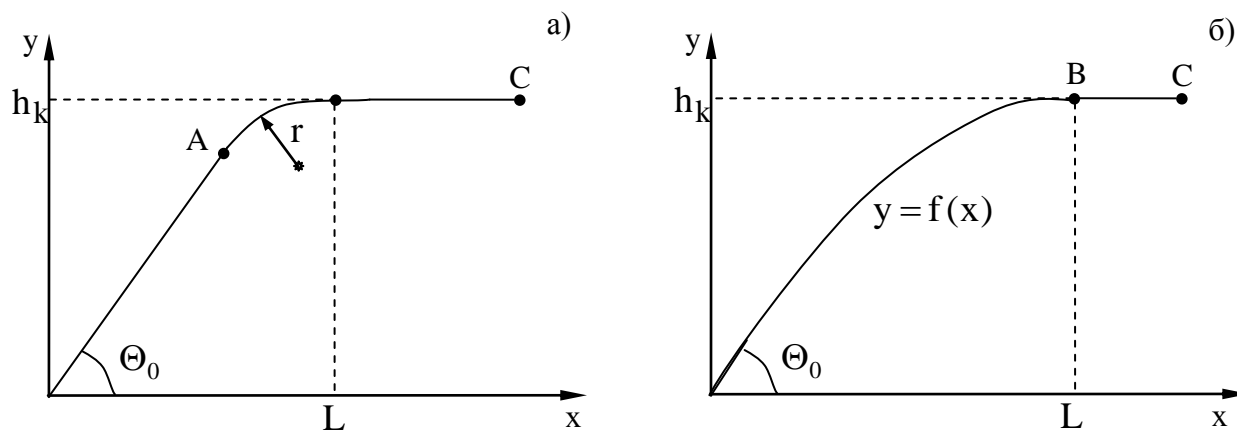


Рис. 3.6

В данном разделе рассматривается задача построения непрерывной траектории $f(x)$ (3.27) вывода ИнБЛА в точке C в режим горизонтального полета (рис. 3.7).

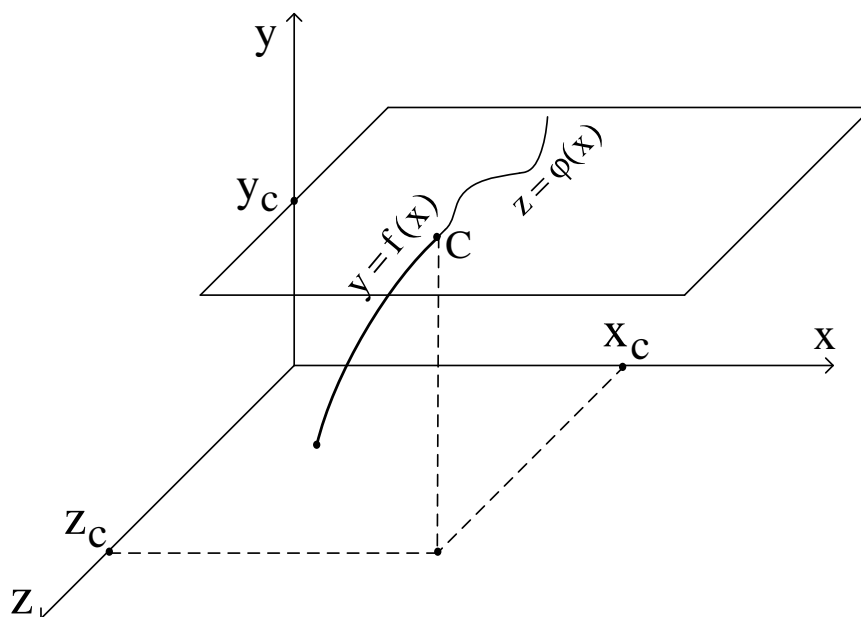


Рис. 3.7

Считаем, что ИнБЛА стартует из начала координат под углом Θ_0 (см. рис. 3.6. б).

На искомую непрерывно-дифференцируемую функцию $f(x)$ накладываются следующие требования:

- 1) производная $f'(x)$ в точке B должна равняться нулю;
- 2) функция $f(x)$ на интервале $[x_0, L]$ значений ее аргумента должна иметь минимальную кривизну;
- 3) длина кривой OB должна быть минимальной.

Выполнение первого требования обеспечивает гладкий переход от траектории набора высоты OB к траектории горизонтального полета BC . Реализация второго требования обеспечивает минимальные значения эксплуатационной вертикальной перегрузки, действующей на конструкцию ИнБЛА и на его целевое оборудование [16, 64]. Третье требование позволяет сократить затраты времени на перевод БЛА в режим горизонтального полета в зоне выполнения полетного задания.

Известно, что для того, чтобы кривая $f(x)$ имела минимальную кривизну на интервале значений $x \in [a, b]$, в его каждой точке вторая производная $f''(x)$ должна иметь минимальное значение [105].

Используя это свойство, будем определять функцию $f(x)$ из решения следующей вариационной задачи с фиксированными граничными условиями:

$$J_1 = \int_0^L [f''(x)]^2 dx \rightarrow \min, \quad (3.50)$$

$$f(0) = h_0, \quad f'(0) = f'_0, \quad (3.51)$$

$$f(L) = h_k, \quad f'(L) = 0. \quad (3.52)$$

Для функционала, зависящего от второй производной искомой функции:

$$J = \int_a^b F(x, y, y', y'') dx \quad (3.53)$$

уравнение Эйлера записывается как [104]:

$$\frac{\partial F}{\partial y} - \frac{d}{dx} \left(\frac{\partial F}{\partial y'} \right) + \frac{d^2}{dx^2} \left(\frac{\partial F}{\partial y''} \right) = 0. \quad (3.54)$$

Для функционала (3.50) это уравнение примет вид:

$$f^{(IV)}(x) = 0. \quad (3.55)$$

Проводя последовательное интегрирование этого дифференциального уравнения, получим:

$$f'''(x) = C_1, \quad f''(x) = C_1 x + C_2, \quad f'(x) = C_1 \frac{x^2}{2} + C_2 x + C_3,$$

$$f(x) = C_1 \frac{x^3}{6} + \frac{C_2 x^2}{2} + C_3 x + C_4,$$

где C_1, C_2, C_3, C_4 – постоянные интегрирования.

Преобразуя последние выражения, $f(x)$ примет вид:

$$f(x) = C_1 x^3 + 3C_2 x^2 + 6C_3 x + 6C_4. \quad (3.56)$$

Производная от нее записывается как:

$$f'(x) = 3C_1 x^2 + 6C_2 x + 6C_3. \quad (3.57)$$

Для определения значений параметров C_1, C_2, C_3, C_4 воспользуемся крайними условиями (3.51) и (3.52). Подставляя в них выражения (3.56) и (3.57), получаем следующую систему линейных алгебраических уравнений для определения постоянных интегрирования:

$$6C_4 = h_0,$$

$$6C_3 = f'_0,$$

$$L^3 C_1 + 3L^2 C_2 + 6LC_3 + 6C_4 = h_k,$$

$$3L^2 C_1 + 6LC_2 + 6C_3 = 0.$$

Из первых двух уравнений системы следует, что:

$$C_4 = \frac{h_0}{6}, \quad C_3 = \frac{f'_0}{6}. \quad (3.58)$$

Подставляя эти значения в последующие уравнения, получаем систему второго порядка вида:

$$\begin{aligned} L^3 C_1 + 3L^2 C_2 &= h_k - Lf'_0 - h_0, \\ 3L^2 C_1 + 6LC_2 &= -f'_0. \end{aligned} \quad (3.59)$$

Решая систему (3.59), получим, что:

$$C_1 = \frac{Lf'_0 - 2h_k + 2h_0}{L^3}, \quad C_2 = \frac{3h_k - 2Lf'_0 - 3h_0}{3L^2}. \quad (3.60)$$

Используя выражения (3.58) и (3.60), уравнение оптимальной траектории выхода ИнБЛА в режим горизонтального полета (3.56) принимает вид:

$$f(x) = \left(\frac{Lf'_0 - 2h_k + 2h_0}{L^3} \right) x^3 + \left(\frac{3h_k - 2Lf'_0 - 3h_0}{L^2} \right) x^2 + f'_0 x + h_0. \quad (3.61)$$

Отметим, что в работе [125] в рамках решения обратной задачи динамики для программного наведения управляемых авиационных средств поражения предлагается задавать траекторию в виде полинома третьей степени. При этом не приводится обоснование выбора такой траектории полета.

В уравнение (3.61) в качестве параметров входят такие характеристики рассматриваемого режима полета ИнБЛА (см. рис. 3.6), как дальность L до точки его перехода в горизонтальный полет, высота полета h_k в этом режиме и угол старта Θ_0 ИнБЛА (угол наклона направляющих пусковой установки), который определяется известным соотношением [105] вида:

$$f'_0 = \operatorname{tg} \Theta_0. \quad (3.62)$$

Из рис. 3.8 видно, что при различных значениях угла Θ_0 будут получаться различные траектории $f(x)$, удовлетворяющие условиям (3.51) и (3.52).

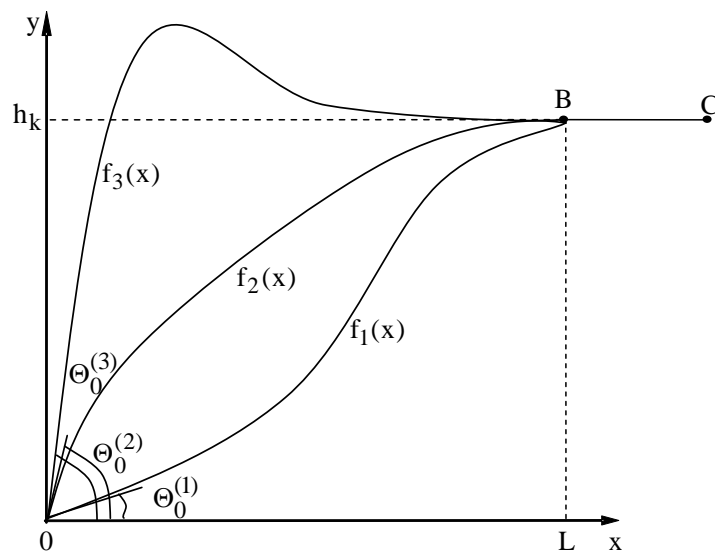


Рис. 3.8

Согласно третьему требованию траектория $f(x)$ должна иметь минимальную длину. Достижение этой цели будем осуществлять путем решения задачи оптимизации вида:

$$J_2(\Theta_0) = \int_0^L \sqrt{1 + [f'(x, \Theta_0)]^2} dx \rightarrow \min_{\Theta_0}, \quad (3.63)$$

$$\Theta_0^* \leq \Theta_0 \leq \Theta_0^{**}. \quad (3.64)$$

В целевой функции (3.63) этой задачи использована формула длины плоской кривой [105]. Искомое значение угла Θ_0 ограничено предельными значениями Θ_0^* и Θ_0^{**} угла наклона направляющих стартовой установки БЛА. Зависимость $f'(x, \Theta_0)$, входящую в подынтегральное выражение формулы (3.63), получаем путем дифференцирования выражения (3.61) и подстановки в него правой части формулы (3.62) в виде:

$$f'(x, \Theta_0) = 3 \left(\frac{L \operatorname{tg} \Theta_0 - 2h_k + 2h_0}{L^3} \right) x^2 + 2 \left(\frac{3h_k - 2L \operatorname{tg} \Theta_0 - 3h_0}{L^2} \right) x + \operatorname{tg} \Theta_0. \quad (3.65)$$

Для решения задачи (3.63)-(3.65) предлагается использовать численный метод одномерной оптимизации – метод дихотомии интервала (3.64) или метод золотого сечения [103].

Пример. Решая задачу оптимизации (3.63)-(3.65) при исходных данных в табл. 3.4 для БЛА «Дань» [115] с помощью пакета MathCad, получены следующие результаты:

1) оптимальная траектория выхода ИнБЛА в режим горизонтального полета (3.61) имеет вид: $f(x) = -2,952 \cdot 10^{-10} x^3 + 8,511 \cdot 10^{-6} x^2 + 0,102x + 240$;

2) оптимальный угол старта БЛА $\Theta_0 = 5.8$ град; 3) длина траектории движения БЛА $J_2 = 24250$ м.

Таблица 3.4

Дальность полета до точки перехода в горизонтальный полет L , м	24 000
Высота полета, на которой БЛА переходит в горизонтальный полет h_k , м	3 500
Начальная высота h_0 , м	240
Минимальный угол старта БЛА Θ_0^* , град.	0
Максимальный угол старта БЛА Θ_0^{**} , град.	35

Отметим, что полученная траектория близка к прямой, которая является кратчайшим расстоянием между двумя заданными точками.

Графическая иллюстрация полученных результатов приведена на рис. 3.9. В таблице 3.5 приведены значения функции (3.63) при различных значениях угла старта Θ_0 .

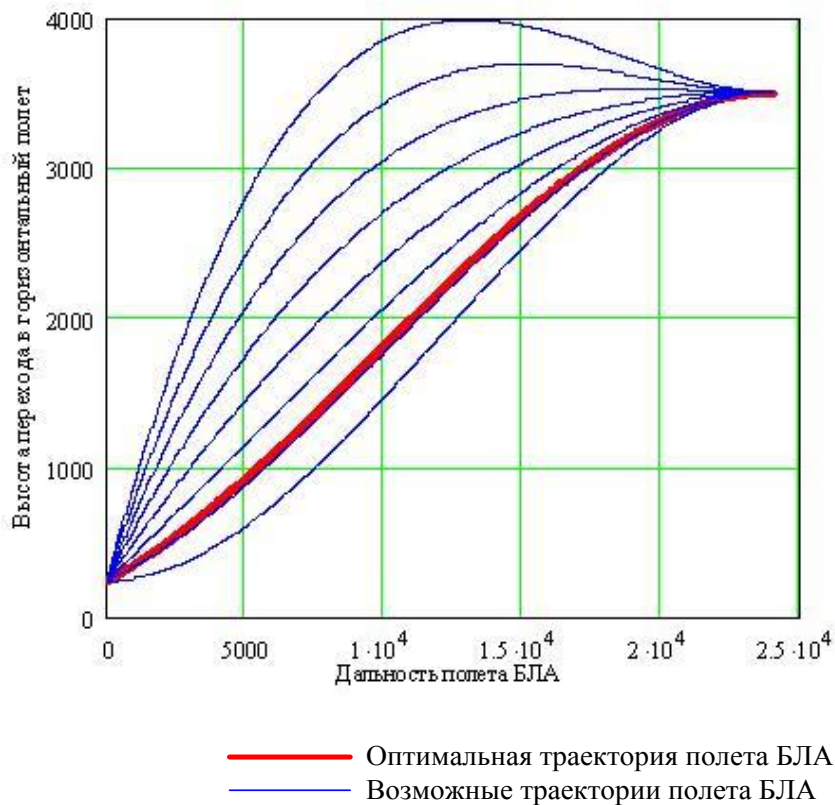


Рис. 3.9. Результаты расчета при $L = 24\ 000$ м, $h_k = 3\ 500$ м

Таблица 3.5

Θ_0 , град.	0	5	10	15	20	25	30	35
J_2 , м	24 260	24 250	24 260	24 290	24 350	24 450	24 590	24 770

Результаты вычислительных экспериментов при различных исходных данных представлены в таблице 3.6, графические иллюстрации этих результатов приведены на рис. 3.10, 3.11.

Таблица 3.6

№ эксперимента	L , м	h , м	Θ_0 , град.	J_2 , м
1	20 000	3 000	6,42	20 251
2	10 000	3 000	12,74	10 490
3	10 000	1 000	4,29	10 060

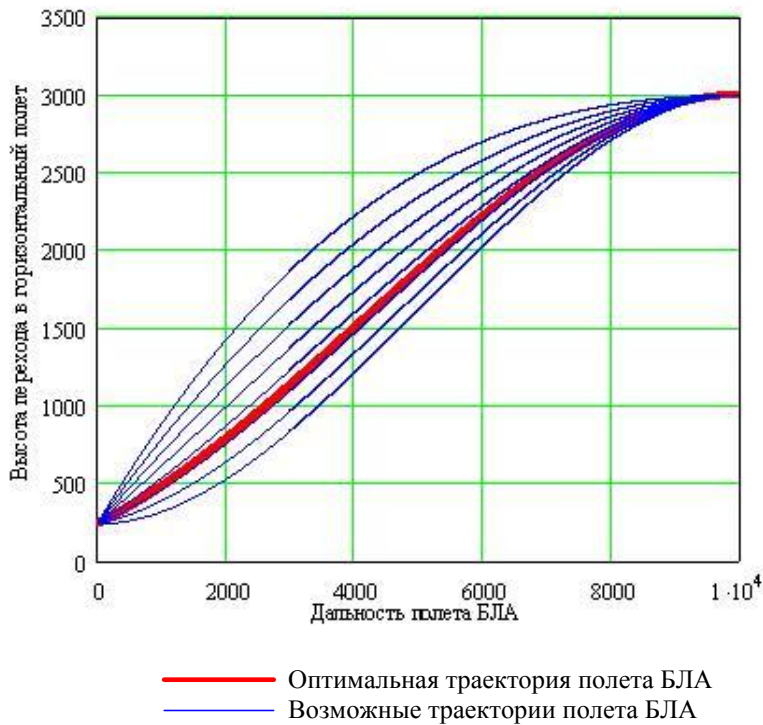


Рис. 3.10. Результаты расчета при $L = 10\ 000\ \text{м}$, $h_k = 3\ 000\ \text{м}$

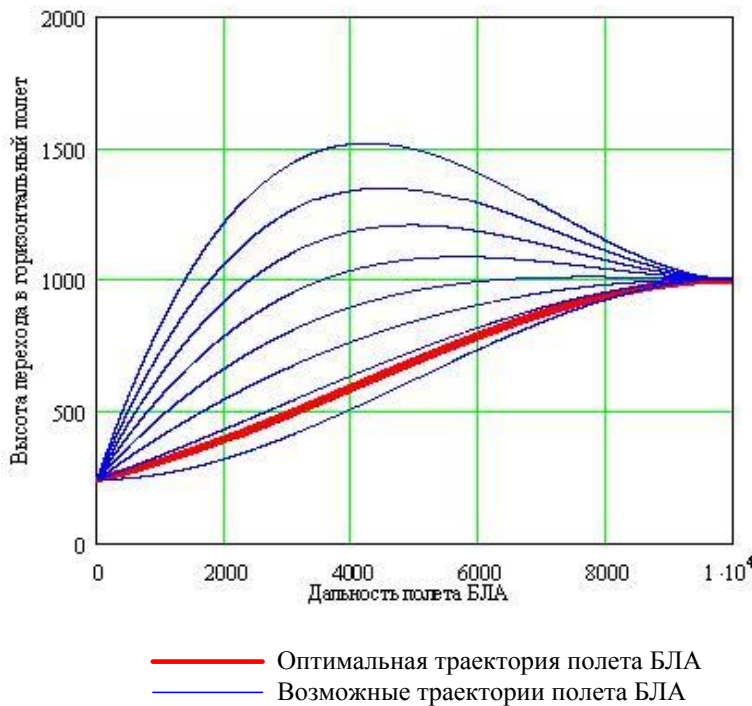


Рис. 3.11. Результаты расчета при $L = 10\ 000\ \text{м}$, $h_k = 1\ 000\ \text{м}$

На основе этих результатов можно сделать следующие выводы:

- 1) с увеличением дальности полета ИнБЛА L уменьшается его угол старта Θ_0 ;
- 2) с увеличением высоты полета ИнБЛА, на которой происходит переход в горизонтальный полет, угол старта Θ_0 увеличивается.

В качестве практических рекомендаций разработчикам перспективных ИнБАК предлагается применять стартовые средства с переменным углом наклона направляющих для минимизации времени вывода ИнБЛА в зону выполнения целевой задачи.

3.5. Формирование управляющих воздействий при полете ИнБЛА по заданной траектории в горизонтальной плоскости

В данном разделе задача формирования управляющих воздействий ИнБЛА, приведенная в разделе 3.3, рассматривается для режима полета БЛА в горизонтальной плоскости [95]. Как было отмечено выше, решение данной задачи необходимо на этапе внешнего проектирования ИнБАК с целью определения его проектных параметров. Материал данного раздела может быть также использован при конкретизации системы уравнений (4.13) и при моделировании полета ИнБЛА в горизонтальной плоскости для планирования маршрутов ведения контроля в заданной зоне $R_1^B, R_2^B, \dots, R_{q_1}^B$ информационного пространства региона R , рассматриваемого в разделе 4.1.

Пусть математическая модель плоского движения БЛА в горизонтальной плоскости имеет вид [15]:

$$m\dot{V} = P \cos(\alpha + \varphi_{дв}) - X, \quad (3.66)$$

$$-mV\dot{\psi} = (P \sin(\alpha + \varphi_{дв}) + Y) \sin \gamma, \quad (3.67)$$

$$\cos \gamma (P \sin(\alpha + \varphi_{дв}) + Y) - mg = 0, \quad (3.68)$$

$$\dot{x} = V \cos \psi, \quad (3.69)$$

$$\dot{z} = -V \sin \psi, \quad t_0 \leq t \leq t_k, \quad (3.70)$$

Здесь, наряду с введенными выше обозначениями, переменные ψ и γ определяют соответственно угол поворота траектории и угол крена БЛА.

В данном случае воспроизводимая траектория в горизонтальной плоскости xOz (рис. 3.12) будет задаваться уравнением:

$$z = F(x) \quad (3.71)$$

с известным законом изменения скорости $V_{зад} = V_{зад}(t)$, $t \in [t_0, t_k]$.

При этом считается, что при $t = t_0$ траектория полета (3.71) начинается в точке (z_0, x_0) (см. рис. 3.12).

Формирование базовой траектории (3.71), так же как и в разделе 3.3, предлагается осуществлять либо путем задания аналитической кривой, либо сплайн-интерполяцией на основе системы базовых точек.

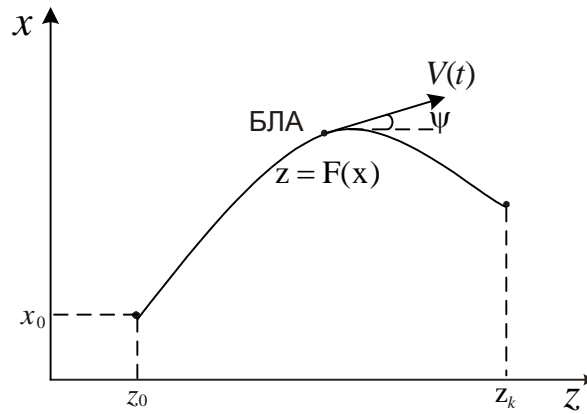


Рис. 3.12

На искомые управляющие воздействия в данном случае $\alpha = \alpha(t)$, $\gamma = \gamma(t)$ и $P = P(t)$ накладываются ограничения вида:

$$\alpha_{\text{мин.}} \leq \alpha \leq \alpha_{\text{макс.}}, P_{\text{мин.}} \leq P \leq P_{\text{макс.}}, \gamma_{\text{мин.}} \leq \gamma \leq \gamma_{\text{макс.}}$$

Для определения управляющих воздействий в данном случае необходимо использовать параметрическое представление траектории (3.71) вида:

$$x = x(t), z = z(t), t \in [t_0, t_k]. \quad (3.75)$$

Функции $x(t)$, $z(t)$ предлагается определять из решения следующей задачи Коши:

$$\dot{x} = V_{\text{зад}} \cos(\arctg F'(x)) = \frac{V_{\text{зад}}}{\sqrt{1 + [F'(x)]^2}}, t_0 \leq t \leq t_k, \quad (3.76)$$

$$x(t_0) = x_0, \quad (3.77)$$

$$\dot{z} = -V_{\text{зад}} \sin(\arctg F'(x)) = \frac{-F'(x)V_{\text{зад}}}{\sqrt{1 + [F'(x)]^2}}, t_0 \leq t \leq t_k, \quad (3.78)$$

$$z(t_0) = z_0. \quad (3.79)$$

Вычисление функции $\psi(t)$ будем проводить аналогично приведенному выше определению функции $\dot{\theta}(t)$. Учитывая, что:

$$\psi(x) = \arctg F'(x), \quad (3.80)$$

где $F'(x)$ – первая производная функции (3.71) в точке x , имеем:

$$\dot{\psi}(t) = \frac{d\psi(t)}{dx} \dot{x} = \frac{F''(x)}{1 + (F'(x))^2} \dot{x}. \quad (3.81)$$

В рассматриваемом случае функции $\alpha = \alpha(t)$, $\gamma = \gamma(t)$ и $P = P(t)$ предлагается определять из уравнений вида:

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) - 0.5c_x(\alpha)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S - m\dot{V}_{\text{зад}}(t) &= 0, \\ (P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) + 0.5c_y(\alpha)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S) \sin \gamma + mV\dot{\psi} &= 0, \\ (P \sin(\alpha + \varphi_{\text{дв}}) + 0.5c_y(\alpha)\rho(y)V_{\text{зад}}^2(t)S) \cos \gamma - mg &= 0. \end{aligned} \quad (3.82)$$

Преобразовывая уравнения (3.82) с учетом выражений (3.80), (3.81), получим следующую нелинейную однопараметрическую систему уравнений:

$$\begin{aligned} P \cos(\alpha + \varphi_{дв}) - 0.5c_x(\alpha)\rho(y)V_{зад}^2(t)S - m\dot{V}_{зад}(t) &= 0, \\ (P \sin(\alpha + \varphi_{дв}) + 0.5c_y(\alpha)\rho(y)V_{зад}^2(t)S) \sin \gamma + mV_{зад} \frac{F''(x(t))}{1 + (F'(x(t)))^2} \dot{x} &= 0, \\ (P \sin(\alpha + \varphi_{дв}) + 0.5c_y(\alpha)\rho(y)V_{зад}^2(t)S) \cos \gamma - mg &= 0. \end{aligned} \quad (3.83)$$

Таким образом, для определения значений управляющих воздействий $\alpha = \alpha(t)$, $\gamma = \gamma(t)$ и $P = P(t)$, обеспечивающих в горизонтальной плоскости воспроизведение на интервале времени $[t_0, t_k]$ траектории полета, заданной уравнением (3.71) и функцией $V_{зад} = V_{зад}(t)$, используется система дифференциальных уравнений (3.76), (3.78) с начальными условиями (3.77), (3.79) и система трансцендентных уравнений (3.83).

В дальнейшем на основе полученных управляющих воздействий $\alpha(t)$, $P(t)$, $\gamma(t)$ определяются и обосновываются требования к параметрам двигателя и аэродинамическим характеристикам планера ИнБЛА, а также могут определяться требования к целевому оборудованию (например, к требуемой полосе обзора для осуществления сплошного контроля района или углу поворота платформы целевого оборудования).

В случае неадекватного поведения полученных управляющих воздействий рекомендуется корректировать закон изменения скорости ИнБЛА и время его полета в рассматриваемом режиме.

Для решения системы нелинейных однопараметрических уравнений (3.83) предлагается использовать метод, основанный на разложении правых частей параметрических уравнений (3.83) в ряд Тейлора с сохранением линейных членов и сведении исходной системы к системе линейных уравнений с дальнейшим определением приближенного решения системы. Получаемая система линейных уравнений третьего порядка решается аналитически с использованием правила Крамера.

Общая схема предлагаемого метода решения системы нелинейных однопараметрических уравнений вида:

$$F_j(t, x_1, x_2, \dots, x_n) = 0, \quad j = \overline{1, n}, \quad t \in [t_0, t_k] \quad (3.84)$$

состоит в следующем:

1. Строится сетка по параметру t с узлами

$$t_i = t_{i-1} + \Delta t, \quad i = \overline{1, k}, \quad \Delta t = \frac{t_k - t_0}{N},$$

где N – число узлов сетки на отрезке $[t_0, t_k]$ (достаточно большое число).

2. Функции F_j раскладываются в ряд Тейлора в окрестности точки $(t_{i-1}, x_1^{(i-1)}, x_2^{(i-1)}, \dots, x_n^{(i-1)})$ с сохранением только линейных членов разложения:

$$F_j(t_{i-1}, x_1^{(i-1)}, x_2^{(i-1)}, \dots, x_n^{(i-1)}) + \sum_{r=1}^n \left(\frac{\partial F_j}{\partial x_r} \right)_{i-1} (x_r^{(i)} - x_r^{(i-1)}) + \left(\frac{\partial F_j}{\partial t} \right)_{i-1} (t_i - t_{i-1}) = 0, \quad j = \overline{1, n}, \quad (3.85)$$

где

$$\left(\frac{\partial F_j}{\partial x_r} \right)_{i-1} = \frac{\partial}{\partial x_r} F_j(t_{i-1}, x_1^{(i-1)}, x_2^{(i-1)}, \dots, x_n^{(i-1)}),$$

$$\left(\frac{\partial F_j}{\partial t} \right)_{i-1} = \frac{\partial}{\partial t} F_j(t_{i-1}, x_1^{(i-1)}, x_2^{(i-1)}, \dots, x_n^{(i-1)}).$$

3. Система (3.85) принимает вид:

$$\sum_{r=1}^n \left(\frac{\partial F_j}{\partial x_r} \right)_{i-1} \Delta x_r^{(i)} = - \left(\frac{\partial F_j}{\partial t} \right)_{i-1} \Delta t, \quad j = \overline{1, n}, \quad (3.86)$$

где $\Delta x_r^{(i)} = x_r^{(i)} - x_r^{(i-1)}$, $\Delta t = t_i - t_{i-1}$, $r = \overline{1, n}$.

4. Используя решения системы линейных уравнений (3.86) $\Delta x_r^{(i)}$, $r = \overline{1, n}$, находятся искомые решения $x_r^{(i)} = x_r(t_i)$, $r = \overline{1, n}$ исходной нелинейной системы уравнений (3.84) по следующим рабочим формулам:

$$x_r^{(i)} = x_r^{(i-1)} + \Delta x_r^{(i)} \quad i = \overline{1, k}, \quad r = \overline{1, n}. \quad (3.87)$$

Условие завершения на i -й итерации процесса поиска решения $x_r^{(i)}$ записывается как $|F_j(x_r^{(i)})| \leq \varepsilon$, $i = \overline{1, k}$, $r = \overline{1, n}$, $j = \overline{1, n}$.

Преимущество данной процедуры состоит в сокращении числа итераций, необходимых для нахождения решения системы в каждом узле достаточно «густой» сетки значений параметра t , за счет использования решения, полученного в предыдущем узле сетки.

ГЛАВА IV. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

Одним из важнейших направлений совершенствования современных БАК является обеспечение системного подхода к их проектированию, направленного на достижение цели эффективного применения БАК. Это означает, что на всех этапах разработки БАК должны существенным образом учитываться вопросы его эффективного применения.

В данной главе предлагаются модели и методы, которые, на наш взгляд, должны обеспечивать решение основных задач эффективного применения ИнБАК. Предварительное решение таких задач на этапе внешнего проектирования позволяет определять и обосновывать оптимальные эксплуатационные параметры ИнБАК.

4.1. Формирование единого информационного пространства региона контроля

Эффективность современных и перспективных разведывательных операций, по мнению авторов работ [19, 20, 22, 55], во многом должна обеспечиваться их ведением в едином информационном пространстве. Большая роль в решении этой задачи отводится ИнБАК, цель применения которых состоит в своевременном и достоверном информационном обеспечении решения боевых задач.

В связи с этим в основу теории применения ИнБАК предлагается положить понятие единого информационного пространства (ЕИП), под которым понимается динамическое, символично-графическое представление на электронной карте местности всех обнаруженных к этому моменту времени объектов, их характеристик и траекторий движущихся объектов [54].

В данном разделе ставятся задачи разработки модели единого информационного пространства региона и определения основных задач его формирования с использованием ИнБАК и наземных (надводных) средств наблюдения (разведки) [54]. Авторами работ [19, 20, 22] в этом направлении отмечается необходимость ведения боевых операций в едином информационном пространстве и приводятся лишь всевозможные графические иллюстрации информационного пространства, которые, на наш взгляд, лишены теоретического обоснования.

Задача построения ЕИП региона R на интервале времени $[t_0, t_k]$ состоит в формировании единого представления результатов решения задач поиска и обнаружения, распознавания и идентификации объектов. Будем считать заданными множества $S = \{ s_i \mid i = \overline{1, n} \}$ воздушных и $H = \{ h_j \mid j = \overline{1, m} \}$ наземных объектов (целей), которые потенциально могут быть выявлены в регионе R .

Информационная система формирования ЕИП в общем случае должна включать четыре уровня.

Первый уровень – центр сбора и обработки информации (ЦСОИ), который является объединяющим элементом всех систем контроля. Основная задача ЦСОИ состоит в предоставлении вышестоящему органу всесторонней, обобщенной информации об обстановке контролируемого региона для последующего принятия решений.

Второй уровень – радиолокационные, радиолокационно-оптические, оптоэлектронные, гидроакустические средства контроля, которые подразделяются на стационарные и мобильные; наземные, надводные и подводные.

Третий уровень – это воздушные средства контроля – беспилотные ЛА, пилотируемые самолеты и вертолеты с бортовой аппаратурой контроля воздушного пространства и подстилающей поверхности. Этот уровень может быть разделен на подуровни: тактические ЛА, оперативные ЛА, стратегические ЛА.

Четвертый уровень – наиболее автономный – предполагает применение космических средств. Точность и оперативность контроля в этом случае самая высокая, но применение космических средств является слишком дорогостоящим и не доступным многим потребителям.

Технические средства всех уровней должны работать в едином формате и реальном масштабе времени.

Таким образом, информационная система формирования ЕИП дает возможность охвата больших территорий, высокую оперативность, возможность работы при любых метеоусловиях, днем и ночью, возможность функционирования без участия человека, но применение такой информационной системы требует достаточно больших финансовых вложений.

Для формирования ЕИП в данном разделе рассматривается использование первого, второго и третьего уровня представленной информационной системы. Причем наиболее перспективным представляется применение ИнБЛА как наиболее дешевых средств оперативного контроля протяженных территорий [17, 19, 20, 22] по сравнению с пилотируемыми ЛА.

К основным задачам формирования ЕИП региона с использованием ИнБАК предлагается относить:

1. Планирование требуемого числа ИнБЛА контроля воздушного и наземного (надводного) пространства региона, планирование БЛА-ретрансляторов (БЛА-Р) командной и извлекаемой на интервале времени $(t_k - t_0)$ информации и наземных (надводных) комплексов контроля региона.

2. Развертывание комплексов контроля.

3. Поиск и обнаружение объектов видов S и Н в пространстве региона.

4. Распознавание обнаруженных воздушных и надводных объектов.

5. Идентификация распознанных объектов.

6. Передача информации об объектах в ЦСОИ.

7. Формирование и отображение обстановки в регионе в текущий момент времени на соответствующих технических средствах ЦСОИ.

8. Передача данных о текущей обстановке в соответствующий орган принятия решений.

9. Свертывание комплексов контроля.

Детальная характеристика этих задач приведена в работе [54].

Задача планирования комплексов контроля разбивается на подзадачи, представленные на рис. 4.1 и заключающиеся в определении:

1) потребного числа средств контроля для непрерывного контроля обстановки в регионе R в течение времени $T = t_k - t_0$;

2) размеров зон контроля региона R воздушными $R_1^B, R_2^B, \dots, R_{q_1}^B$ и наземными комплексами $R_1^H, R_2^H, \dots, R_{q_2}^H$;

3) координат мест базирования наземных (надводных) средств обеспечения применения БЛА и комплексов контроля вне или в регионе R в зависимости от целей и условий информационного обеспечения;

4) профилей полета применяемых БЛА и траекторий движения наземных (надводных) комплексов (при необходимости);

5) временного графика функционирования воздушных и наземных надводных комплексов контроля, в т.ч. графика выдвигания БАК на место базирования, его развертывания, предполетной подготовки, пусков и выхода ИнБЛА и БЛА-Р на заданные траектории до момента времени t_0 (см. рис. 1.7).

Под поиском объектов будем понимать обнаружение факта их наличия или отсутствия в определенной точке рассматриваемого пространства [66].

Для конкретизации этой задачи будем рассматривать системы прямоугольных координат $(OXYZ)$ и $(O_{ПУ}xyz)$, приведенные на рис. 4.2.

Первая система является глобальной геодезической системой координат, вторая имеет начало в месте базирования ПУ – для воздушных комплексов, или в месте базирования наземного комплекса контроля. Точки A, B, C, D на рис. 4.2 являются крайними точками границы рассматриваемого региона R и имеют следующие координаты: $A(X_1, Y_1)$, $B(X_2, Y_2)$, $C(X_3, Y_3)$, $D(X_4, Y_4)$.

Плоская часть региона R , аппроксимирующая его границу, описывается следующей областью:

$$R_{\Gamma\Pi} \cong \{(X, Y) \mid X_1 \leq X \leq X_2; Y_3 \leq Y \leq Y_4\}. \quad (4.1)$$

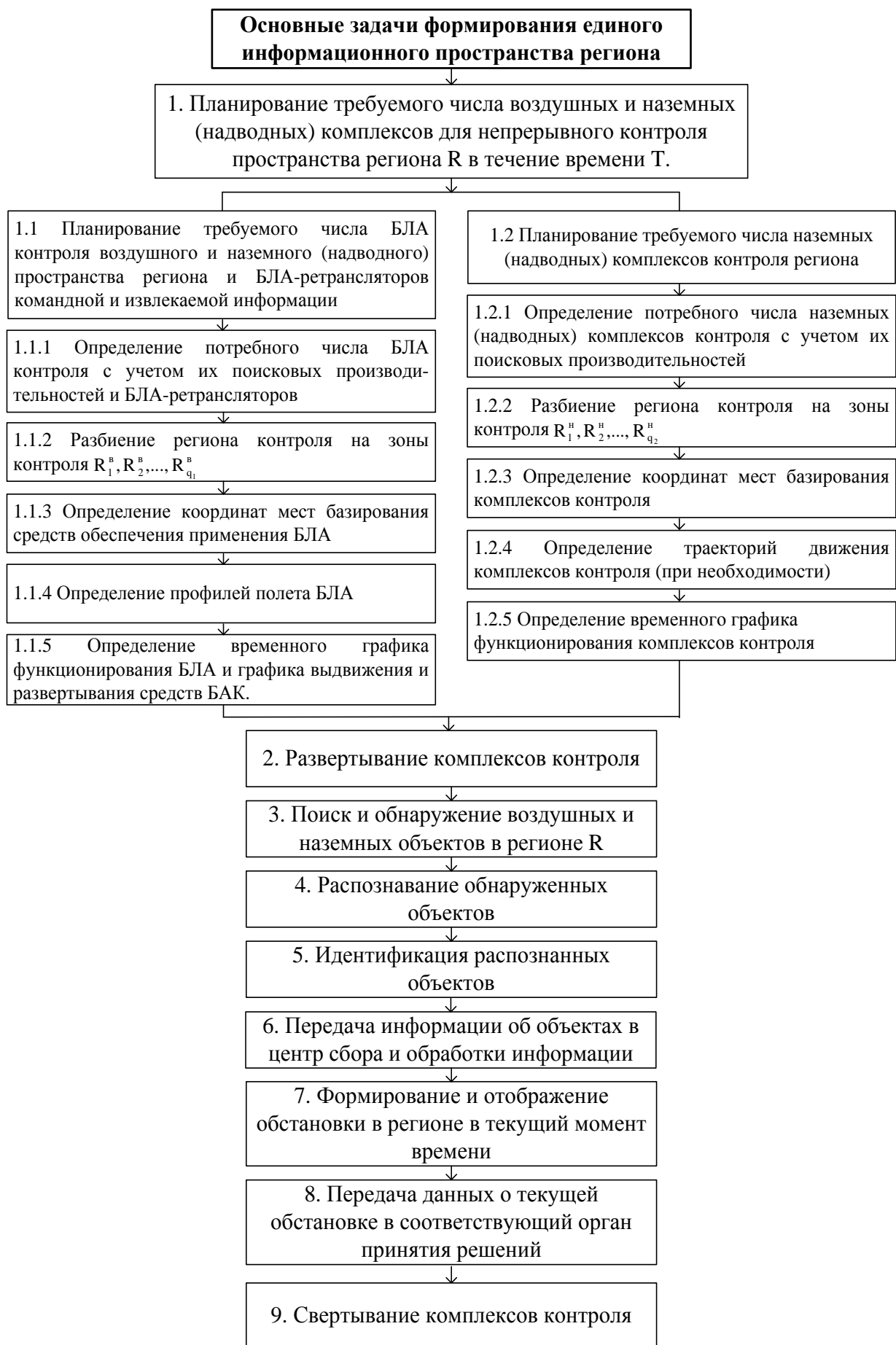


Рис. 4.1. Основные задачи формирования ЕИП с использованием ИнБАК и наземных (надводных) комплексов контроля

Пусть $(X_{ПУ}, Y_{ПУ})$ – координаты размещения ПУ в системе $(OXYZ)$. Тогда в местной системе координат $(O_{ПУ}xuz)$ плоская часть региона R представляется областью:

$$R_{МП} = \{(x, y) \mid x_A \leq x \leq x_B; y_C \leq y \leq y_D\}, \quad (4.2)$$

где $x_A = X_{ПУ} - X_1$, $x_B = X_2 - X_{ПУ}$, $y_C = Y_{ПУ} - Y_3$, $y_D = Y_4 - Y_{ПУ}$.

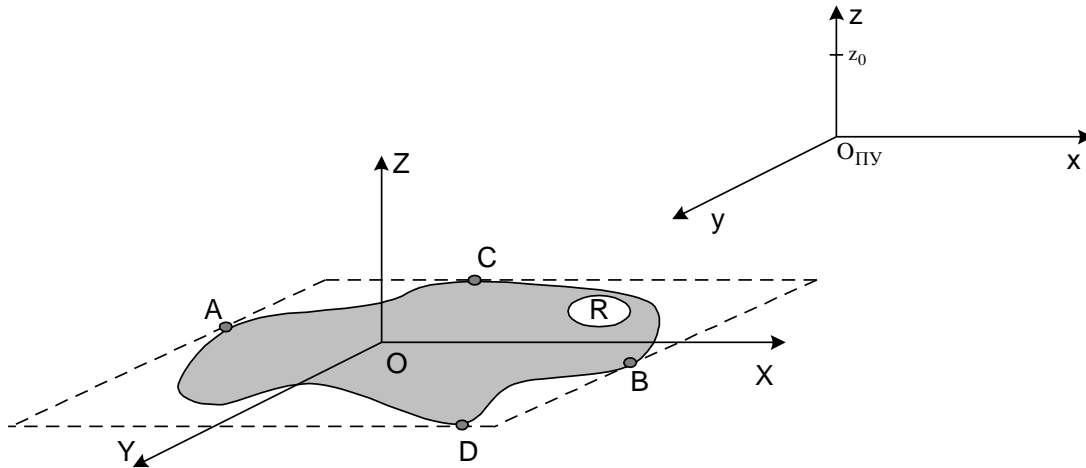


Рис. 4.2. Системы прямоугольных координат $(OXYZ)$ и $(O_{ПУ}xuz)$

С учетом необходимости контроля воздушного пространства в регионе R на высотах от 0 до z_0 контролируемое воздушное и наземное (надводное) пространство будем описывать параллелепипедом вида:

$$K = \{(x, y, z) \mid x_A \leq x \leq x_B; y_C \leq y \leq y_D, 0 \leq z \leq z_0\}. \quad (4.3)$$

Задачу представления результатов поиска и обнаружения воздушных и наземных (надводных) объектов предлагается рассматривать как задачу построения в любой момент времени $t \in [t_0, t_k]$ двух групп кортежей вида:

$$\pi_{s_i}^{(п.)}(t) = \langle O_{s_i}, p_{s_i}^{обн.}, x(t), y(t), z(t), \dot{x}(t), \dot{y}(t), \dot{z}(t) \rangle, \quad s_i \in S, \quad i = \overline{1, n}. \quad (4.4)$$

$$\pi_{h_j}^{(п.)}(t) = \langle O_{h_j}, p_{h_j}^{обн.}, x(t), y(t), \dot{x}(t), \dot{y}(t) \rangle, \quad h_j \in H, \quad j = \overline{1, m}. \quad (4.5)$$

Здесь $O_{s_i} \in \{0; 1\}$ и $O_{h_j} \in \{0; 1\}$ – соответственно булевские индикаторы отсутствия (0) или наличия (1) в определенной точке пространства неопознанного воздушного и наземного объекта; $p_{s_i}^{обн.}$, $p_{h_j}^{обн.}$ – соответственно вероятности обнаружения воздушного и наземного объекта. Данные вероятности должны определяться расчетно-экспериментальными методами, например методом, приведенным в работе [27]. В реальных условиях на соответствующих бортовых и наземных устройствах накопления информации запоминаются только те элементы множеств (4.4) и (4.5), для которых в момент времени t значения индикаторов O_{s_i} и (или) O_{h_j} становятся равными единице.

Каждый объект характеризуется не только своими координатами в системе $(O_{\text{ПУХУЗ}})$, но и компонентами $\dot{x} = V_x$, $\dot{y} = V_y$, $\dot{z} = V_z$ вектора скорости V объекта.

Задачей представления результатов распознавания является подстановка в первые позиции кортежей (4.4) и (4.5) типов обнаруженных объектов $s_i \in S$ и $h_j \in H$ и вероятностей распознавания этих объектов, т. е. формирование на запоминающих устройствах ИнБЛА или пунктов их управления и обработки информации и на запоминающих устройствах наземных комплексов контроля кортежей вида:

$$\pi_{s_i}^{(\text{расп.})}(t) = \langle s_i, p_{s_i}^{\text{расп.}}, x_i(t), y_i(t), z_i(t), \dot{x}_i(t), \dot{y}_i(t), \dot{z}_i(t) \rangle, \quad i \in (\overline{1, n}). \quad (4.6)$$

$$\pi_{h_j}^{(\text{расп.})}(t) = \langle h_j, p_{h_j}^{\text{расп.}}, x_j(t), y_j(t), \dot{x}_j(t), \dot{y}_j(t) \rangle, \quad j \in (\overline{1, m}). \quad (4.7)$$

При формировании кортежей распознавания (4.6) и (4.7) используются характеристики обнаруженных объектов, зафиксированные бортовой аппаратурой ИнБЛА или аппаратурой наземного комплекса контроля, которые сравниваются с типовыми характеристиками объектов, хранимых в базе данных (БД) комплексов. Последнее будем называть сигнатурами воздушных и наземных (надводных) объектов [54]. Под сигнатурной информацией будем понимать совокупность количественно представленных данных о пространственных, спектральноэнергетических характеристиках фоно-целевой обстановки в регионе. В ее состав входит следующая информация:

- 1) интегральные и спектральные коэффициенты яркости;
- 2) индикатрисы указанных коэффициентов;
- 3) интегральные и дифференциальные поверхности рассеивания;
- 4) типовые радиолокационные портреты;
- 5) типовые тепловизионные портреты, а также поляризационные характеристики и т.п.

Автоматическое распознавание объектов может выполняться при возможности на борту ИнБЛА или на наземном пункте управления и обработки информации этого БЛА. Эффективность автоматического распознавания зависит от используемой базы данных сигнатурной информации о целях, фонах и сопутствующих им условий. Такие проблемно ориентированные базы данных предлагается создавать по эталонам максимально адаптированных к условиям (состоянию) фоно-целевой обстановки в момент применения комплексов контроля (с учетом спектрального диапазона и ракурса наблюдения объектов, условий применения и т. п.).

Рассмотрим пример простейших сигнатур и их использование для распознавания объектов. Пусть на борту ИнБЛА установлена тепловизионная аппаратура. При отсутствии маскировки объекта будем считать, что тепловизион-

ный портрет (сигнатура) объекта характеризуется следующими атрибутами: радиационной разностью температур ΔT объекта и фона; состоянием атмосферы. Тогда решающее правило по распознаванию обнаруженного объекта будет иметь вид:

$$\begin{aligned} \text{«ЕСЛИ имеют место условия: } & \left(|\Delta T - \Delta T_j| \leq \varepsilon_j \right) \wedge (\text{состояние атмосферы} = \dots), \\ \text{ТО } h = h_j \text{»}. \end{aligned}$$

Здесь ΔT – полученное от аппаратуры значение радиационной разности температур; ΔT_j – значение разности для j -го типа объектов из БД эталонов; ε_j – допустимое отклонение разности температур для объектов j -го вида. Во втором предикате этого правила должно быть проставлено конкретное состояние атмосферы в контролируемом регионе в данный момент времени. При одновременной истинности этих двух предикатов считается, что обнаруженный объект является объектом j -го вида, который описывается предикатом (4.7).

В общем случае будем считать, что сигнатурная информация об объектах представлена в БД эталонов в виде записей, включающих в себя числовые и символьные поля. Для некоторого k -го вида объекта эта запись, состоящая из N полей, представляется кортежами вида: $\xi_k = \langle \xi_k^{(1)}, \xi_k^{(2)}, \dots, \xi_k^{(N)} \rangle$, где $\xi_k^{(r)}$ – r -я характеристика объекта, внешней среды, помех и т. п., $r = \overline{1, N}$.

Пусть в некоторый момент времени $t \in [t_0, t_k]$ с бортовой аппаратуры БЛА-К получена информация об обнаруженном объекте в форме кортежа $\xi_t = \langle \xi_t^{(1)}, \xi_t^{(2)}, \dots, \xi_t^{(N)} \rangle$. Здесь $\xi_t^{(r)}$ имеют одинаковый смысл с соответствующими компонентами кортежа ξ_k . Сформируем из кортежей ξ_t, ξ_k и вектора параметров $\varepsilon_k = \langle \varepsilon_k^{(1)}, \varepsilon_k^{(2)}, \dots, \varepsilon_k^{(N)} \rangle$ предикаты:

$$P_r^{kt} = P_r(\xi_k^{(r)}, \xi_t^{(r)}, \varepsilon_r), \quad r = \overline{1, N}. \quad (4.8)$$

Пример таких предикатов $N = 2$ приведен в рассмотренном выше решающем правиле.

Тогда в процессе использования ЕИП распознавание обнаруженного объекта осуществляется решающим правилом вида:

$$\text{«ЕСЛИ истинными являются предикаты } (P_1^{kt}) \wedge (P_2^{kt}) \wedge \dots \wedge (P_N^{kt}),$$

ТО обнаруженный объект является объектом k -го типа».

В процессе идентификации информация о распознанных объектах должна быть дополнена данными, позволяющими указать их типы и, возможно, государственную принадлежность. На данном этапе первая позиция кортежей (4.6) и (4.7) должна дополнительно включать следующие данные: τ – вид объекта, его геометрические размеры $a \times b \times c$.

Таким образом, по результатам идентификации каждого распознанного объекта формируются кортежи вида:

$$\pi_{s_i}^{(ид.)}(t) = \langle s_i, \tau_i, a_i, b_i, c_i, p_{s_i}^{ид.}, x_i(t), y_i(t), z_i(t), \dot{x}_i(t), \dot{y}_i(t), \dot{z}_i(t) \rangle, \quad i \in (\overline{1, n}). \quad (4.9)$$

$$\pi_{h_j}^{(ид.)}(t) = \langle h_j, \tau_j, a_j, b_j, c_j, p_{h_j}^{ид.}, x_j(t), y_j(t), \dot{x}_j(t), \dot{y}_j(t) \rangle, \quad j \in (\overline{1, m}). \quad (4.10)$$

Например, эти кортежи могут иметь вид: <вертолет, КА-50, 10, 2, 4, $x(t), \dots, \dot{z}(t)$ >, <танк, Т-72, 6, 4, 5, $x(t), y(t), \dot{x}(t), \dot{y}(t)$ >.

Кортежи вида (4.9) и (4.10) также формируются на основе решающих правил.

Пусть с помощью определенного целевого оборудования ИнБЛА определены под ракурсом α размеры a, b, c некоторого распознанного объекта. Тогда для идентификации воздушного объекта будем использовать решающее правило вида:

$$\begin{aligned} &\langle \text{ЕСЛИ (объект} = s_i) \wedge (\text{ракурс} = \alpha) \\ &\wedge (|a - a_i| \leq \varepsilon_{ai}(\alpha)) \wedge (|b - b_i| \leq \varepsilon_{bi}(\alpha)) \\ &\wedge (|c - c_i| \leq \varepsilon_{ci}(\alpha)), \text{ТО (тип объекта} = \tau_i) \rangle. \end{aligned} \quad (4.11)$$

Здесь $\varepsilon_{ai}(\alpha), \varepsilon_{bi}(\alpha), \varepsilon_{ci}(\alpha)$ – допустимые отклонения геометрических размеров объекта s_i -го типа τ_i вида в зависимости от ракурса α его наблюдения.

Передача данных об идентифицированных объектах в ЦСОИ включает в себя следующие процедуры:

1. Кодирование с помощью аппаратуры записей вида (4.9), (4.10).

2. Передача информации непосредственно на аппаратуру приема данных ЦСОИ или, если ИнБЛА находится вне зоны устойчивой связи с ЦСОИ, на соответствующую аппаратуру приема передачи БЛА-Р.

3. Декодирование полученной с ИнБЛА или БЛА-Р информации, ее первичная обработка и отображение на соответствующих технических средствах оператором ЦСОИ.

Отображение состояния обстановки в регионе в каждый момент времени $t \in [t_0, t_k]$ является непосредственным построением информационного пространства региона R .

Модель состояния ЕИП региона R предлагается представлять формальным объектом вида:

$$J(R, t) = \{t, \Pi_S(t), \Pi_H(t), E(R)\}. \quad (4.12)$$

Здесь t – текущее время; $E(R)$ – электронная карта контролируемого региона R ; $\Pi_S(t)$ и $\Pi_H(t)$ – множества идентифицированных к моменту времени t воздушных и наземных (надводных) объектов и их характеристик, определяемых с помощью выражений (4.9), (4.10) как:

$$\Pi_S(t) = \bigcup_{S_i \in N_S(t)} \pi_{S_i}^{(\text{ид.})}(t), \quad \Pi_H(t) = \bigcup_{h_i \in N_H(t)} \pi_{h_i}^{(\text{ид.})}(t).$$

Здесь $N_S(t) = \{s_i \in S \mid x_i(t) \in [x_A, x_B], y_i(t) \in [y_C, y_D], z_i(t) \in [0, z_0]\}$ – множество объектов, находящихся к моменту времени t в воздушном пространстве региона; $N_H(t) = \{h_j \in H \mid x_j(t) \in [x_A, x_B], y_j(t) \in [y_C, y_D]\}$ – множество наземных объектов, находящихся к моменту времени t на поверхности региона. Интервалы изменения координат объектов соответствуют границам контролируемого пространства K , описываемого выражением (4.3).

Пример отображения пространства (4.12) для трех наземных и четырех воздушных объектов приведен в работе [54].

Передача информации в вышестоящие органы может производиться в двух формах:

- а) передача фрагментов информационного пространства (4.12);
- б) передача текстовых сообщений на основе отображаемых около каждого объекта таблиц.

Представленные теоретические основы, включающие модель ЕИП, предлагается также использовать при разработке информационной технологии применения ИнБАК [74], в частности для автоматизированной обработки извлекаемой ИнБЛА информации. Это является базой для создания «интеллектуальных» систем обнаружения, распознавания и идентификации объектов, обеспечивающих применение разведывательно-ударных комплексов. Отметим, что в работах [17, 31, 43] освещается необходимость автоматизированной обработки разведывательной информации для дальнейшего целеуказания ракетным комплексам, а также с целью снятия жестких требований к пропускной способности каналов передачи данных ИнБАК. Более того, в работе [55] говорится о приоритете финансирования в США программ, связанных с созданием автоматизированных систем боевого управления, связи, информационного и навигационного обеспечения, в которых, на наш взгляд, должно быть использовано понятие ЕИП.

4.2. Моделирование функционирования ИнБАК

При контроле региона с использованием ИнБАК в соответствии с рис. 4.1 должны комплексно решаться задачи поиска и обнаружения, распознавания и идентификации воздушных, наземных (надводных) объектов. Анализ состояния проблемы моделирования этих процессов показал, что их детальное рассмотрение в едином комплексе в доступных источниках отсутствует. Различные частные вопросы моделирования и анализа процессов поиска и обнаружения наземных (надводных) объектов рассматриваются в работах [66, 67, 90], но в них не учитывается влияние динамики полета носителя аппаратуры на характеристики

процессов поиска и обнаружения объектов, а также временные характеристики бортового (наземного) оборудования распознавания и обслуживания объектов.

В данной работе предлагается комплексная динамическая модель, описывающая основные этапы процессов поиска и обнаружения, распознавания и идентификации наземных (надводных) объектов, осуществляемых с помощью ИнБАК [91, 92].

Предположим, что на интервале $[a, b]$ в случайных точках линии полета ИнБЛА располагаются N объектов, которые необходимо с помощью установленного на борту ИнБЛА оборудования обнаружить, распознать, идентифицировать и принять решение о дальнейших действиях (например, повторный облет области или передача координат выявленного объекта средствам поражения).

Для осуществления комплексного моделирования таких процессов предлагается использовать понятие системы активного обслуживания (САО), под которым понимается система, состоящая из подсистем, активным образом занятых обнаружением, распознаванием и идентификацией объектов [91]. В связи с этим структура САО, представленная на рис. 4.3, включает в себя три подсистемы:

- 1) подсистему поиска и обнаружения объектов;
- 2) подсистему распознавания объектов;
- 3) подсистему идентификации объектов и принятия решения в ЦСОИ, совместно решающих задачи формирования единого информационного пространства.

В данном разделе ИнБАК рассматривается как САО и, в соответствии со структурами БАК и БЛА (см. рис. 1.5 и 1.6), включает в свой состав подсистемы на рис. 4.3 для решения задач, приведенных на рис. 4.1.

Динамику процессов поиска и обнаружения, распознавания, идентификации объектов и передачи о них информации предлагается описывать с помощью следующих характеристик:

1) вектор-функция $z(t)$, описывающая фазовые характеристики ИнБЛА и его силовой установки и зависящая от вектор-функции $u(t)$ управления полетом ИнБЛА;

2) вектор w параметров области поиска контролируемой с борта ИнБЛА поверхности региона, зависящий от фазовых координат ИнБЛА и характеристик аппаратуры поиска и обнаружения ИнБЛА;

3) вектор-функция $q(t)$, определяющая вероятностные характеристики обнаружения искомых объектов с помощью целевого оборудования;

4) вектор-функция $p(t)$, описывающая вероятностные характеристики процессов поиска и обнаружения, распознавания и идентификации объектов.

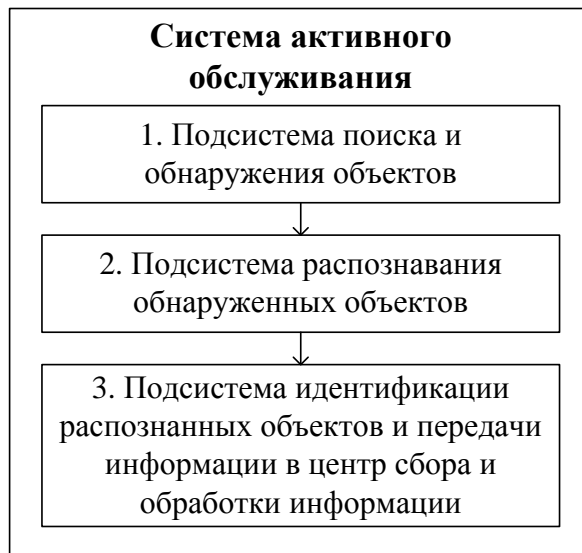


Рис. 4.3. Структура системы активного обслуживания

Общая модель функционирования ИнБАК имеет вид [91]:

$$\frac{dz}{dt} = Z(z, u), \quad (4.13)$$

$$w = W(z, A), \quad (4.14)$$

$$\frac{dq}{dt} = \Phi(q, z, w, B, C), \quad (4.15)$$

$$\frac{dp}{dt} = P(p, q, \bar{T}), \quad (4.16)$$

где A – вектор характеристик бортовой аппаратуры поиска и обнаружения объектов; B – вектор характеристик области поиска объектов; C – вектор параметров распределения координат объектов; \bar{T} – вектор средних затрат времени на активное обслуживание объектов.

Предполагается, что по переданной от ИнБЛА целевой информации (изображению местности) операторами-дешифровщиками в ЦСОИ выполняется обнаружение, распознавание и идентификация объектов. Процесс передачи от ИнБЛА целевой информации в ЦСОИ протекает параллельно процессам обнаружения, распознавания и идентификации объекта. При этом предполагается, что для выполнения дешифрования может изменяться режим полета ИнБЛА.

В общем виде система уравнений (4.13) рассматривается в работах [15, 16, 64 и др.]. В данной работе эта система может быть конкретизирована уравнениями движения ИнБЛА в горизонтальной плоскости (3.53)-(3.57).

В работе [91] предлагается для описания неустановившегося горизонтального полета ИнБЛА использовать простейшую модель вида [118]:

$$\dot{x}(t) = V(t), \quad t_0 \leq t \leq t_k, \quad (4.17)$$

$$\dot{V}(t) = \frac{2gP(t)}{c_y \rho V^2(t) S} - \frac{gc_x}{c_y}. \quad (4.18)$$

Здесь $V(t)$ – скорость ИнБЛА в момент времени t ; $x(t)$ – пройденный путь на интервале времени $[t_0, t_k]$; $P(t)$ – сила тяги силовой установки ИнБЛА; c_x, c_y – коэффициенты соответственно лобового сопротивления и подъемной силы ИнБЛА; ρ – плотность воздуха на высоте полета ИнБЛА; S – площадь крыла ИнБЛА.

Изменения скорости полета $V(t)$ и величины пройденного пути $x(t)$ можно добиться в рамках предлагаемой модели путем управления тягой $P(t)$ силовой установки ИнБЛА. Изменение тяги $P(t)$ в зависимости от угла отклонения $\delta_p(t)$ ручки управления двигателя описывается дифференциальным уравнением вида [119]:

$$\tau \dot{P} + P = c_p \delta_p, \quad (4.19)$$

где τ – постоянная времени силовой установки; c_p – коэффициент пропорциональности.

Таким образом, соотношения (4.17)-(4.19) могут рассматриваться как пример реализации уравнений (4.13).

На рис. 4.4 представлена область обзора поверхности, в которой осуществляется поиск и выявление объектов с помощью ИнБЛА. Рассматривая соответствующие треугольники на этом рисунке, соотношения (4.14) можно конкретизировать как:

$$w_1 = h \cdot \operatorname{ctg}(\gamma + \frac{\alpha}{2}), \quad w_2 = h \cdot \left[\operatorname{ctg}(\gamma - \frac{\alpha}{2}) - \operatorname{ctg}(\gamma + \frac{\alpha}{2}) \right], \quad (4.20)$$

где h – высота полета ИнБЛА; γ – угол между горизонтальной осью ИнБЛА и линией визирования целевой аппаратуры (объектива, антенны); α – вертикальное поле зрения целевой аппаратуры.

Как известно, процессы поиска и обнаружения являются вероятностными процессами [66]. Обозначим через $f_i(x)$ плотность распределения координаты расположения i -го объекта, а через $q_{\text{обн.}i}$ – вероятность обнаружения i -го объекта бортовой аппаратурой при условии его присутствия в области обзора, $i = \overline{1, N}$. При полете ИнБЛА аппаратурой выявления (обнаружения) в любой момент времени t осуществляется обзор точек трассы в виде отрезка J_t длиной w_2 (рис. 4.4), который определяется как:

$$J_t = [x_1(t), x_2(t)] = [x_1(t), x_1(t) + w_2]. \quad (4.22)$$

Начальное условие для уравнения (4.17) примет вид $x(t_0) = a - w_1$. Момент времени t_k окончания контроля интервала $[a, b]$ определяется из условия $x(t_k) = b - w_1 - w_2$. Начальное условие для уравнения (4.18) запишем как $V(t_0) = V_0$, где V_0 – крейсерская скорость полета БЛА.

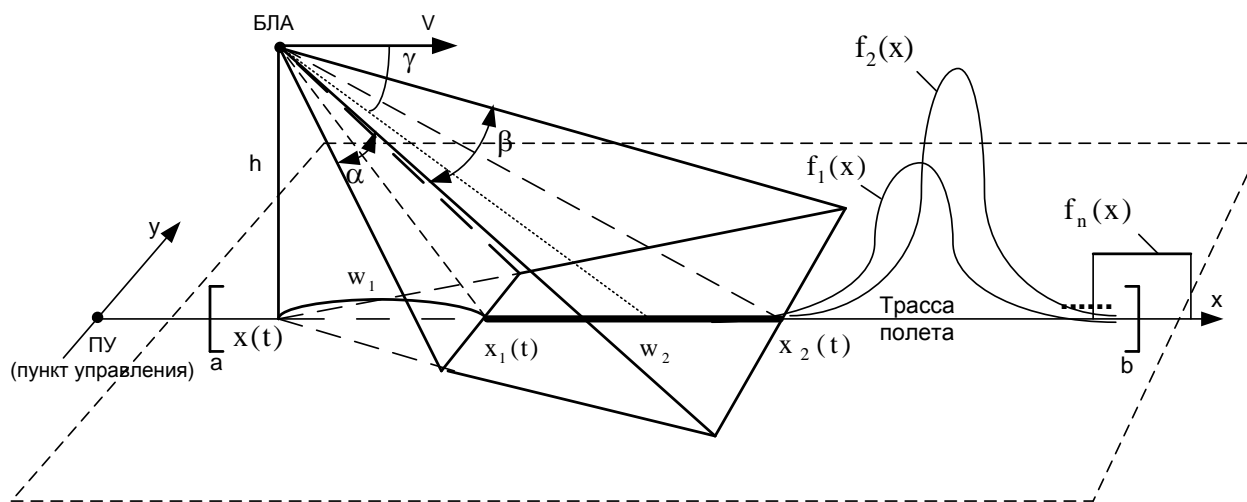


Рис.4.4. Схема обзора линии полета БЛА

Введем в рассмотрение вероятности $q_i(t)$ того, что i -й объект не будет обнаружен в интервале времени $[t_0, t]$. Имеем:

$$q_i(t + \Delta t) = q_i(t)Q_i(t, t + \Delta t), \quad i = \overline{1, N}, \quad (4.23)$$

где $Q_i(t, t + \Delta t)$ – вероятность того, что i -й объект не был обнаружен в интервале времени $[t, t + \Delta t]$. Для вычисления этой вероятности рассмотрим взаимное расположение на трассе полета интервалов J_t и $J_{t+\Delta t}$, представленное на рис. 4.5, откуда получим:

$$Q_i(t, t + \Delta t) = P\{X_i \notin [x_2(t), x_2(t + \Delta t)]\} + \\ + (1 - q_{\text{обн.},i})P\{X_i \in [x_2(t), x_2(t + \Delta t)]\} = 1 - q_{\text{обн.},i}P\{X_i \in [x_2(t), x_2(t + \Delta t)]\},$$

где X_i – случайная координата расположения i -го объекта, $i = \overline{1, N}$.

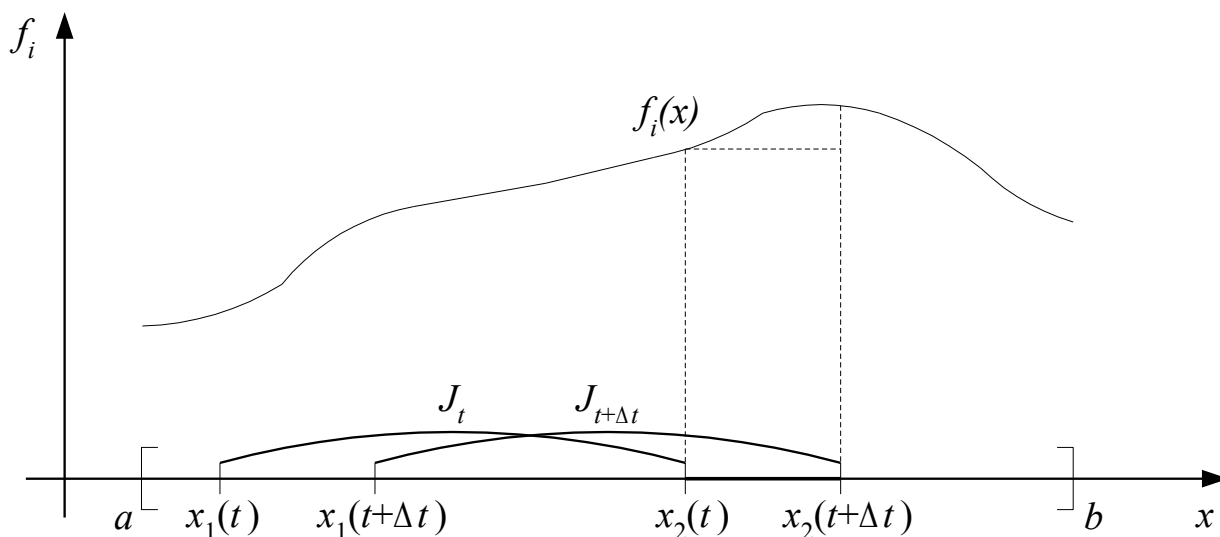


Рис. 4.5. Схема обнаружения объекта

Используя выражение вида:

$$P\{X_i \in [x_2(t), x_2(t + \Delta t)]\} = \int_{x_2(t)}^{x_2(t+\Delta t)} f_i(x) dx \cong f_i(x(t) + w_1 + w_2) V(t) \Delta t, \quad (4.24)$$

и проводя соответствующие преобразования, получаем следующие дифференциальные уравнения:

$$\frac{dq_i}{dt} = -q_{\text{обн.},i} f_i(x + w_1 + w_2) V q_i, \quad i = \overline{1, N} \quad (4.25)$$

с начальными условиями:

$$q_i(t_0) = 1, \quad i = \overline{1, N} \quad (4.26)$$

Таким образом, математическая модель обнаружения объектов вдоль трассы полета ИнБЛА на интервале $[a, b]$ с помощью бортовой аппаратуры поиска и обнаружения описывается выражениями (4.17)-(4.20), (4.25).

В качестве характерных особенностей функционирования ИнБАК выделим следующие:

- 1) комплекс функционирует в некоторой области пространства;
- 2) объекты обслуживания в общем случае могут располагаться в случайных точках пространства или перемещаться по случайным траекториям.

Поиск и обнаружение объектов может осуществляться в совокупности областей, в этом случае под поиском понимается последовательный просмотр областей, либо в изолированных областях пространства. Центр управления ИнБАК выдает команды на начало и завершение обслуживания (либо продолжение работы) и определяет время поиска и обслуживания объектов.

В ИнБАК появляющиеся в регионе действия системы объекты представляют собой требования, а их обнаружение, распознавание и идентификация в ЦСОИ составляет процесс активного обслуживания. Операции обнаружения, распознавания и идентификации объектов развиваются как случайный процесс, ход и исход которого зависит от ряда случайных факторов, сопровождающих эти операции. Этот процесс рассматривается как марковский случайный процесс [56].

В соответствии с вышесказанным ИнБАК может находиться в одном из следующих состояний:

- S_0 – система получает команду из центра управления;
- $S_{1,i}$ – система ведет поиск и обнаружение объекта в i -й области (зоне), $i = \overline{1, L}$, где L – число областей (зон) интервала $[a, b]$;
- S_2 – система проводит распознавание обнаруженного объекта;
- S_3 – система идентифицирует распознанный объект, и принимается решение о дальнейших действиях.

Граф связи этих состояний ИнБАК представлен на рис. 4.6.

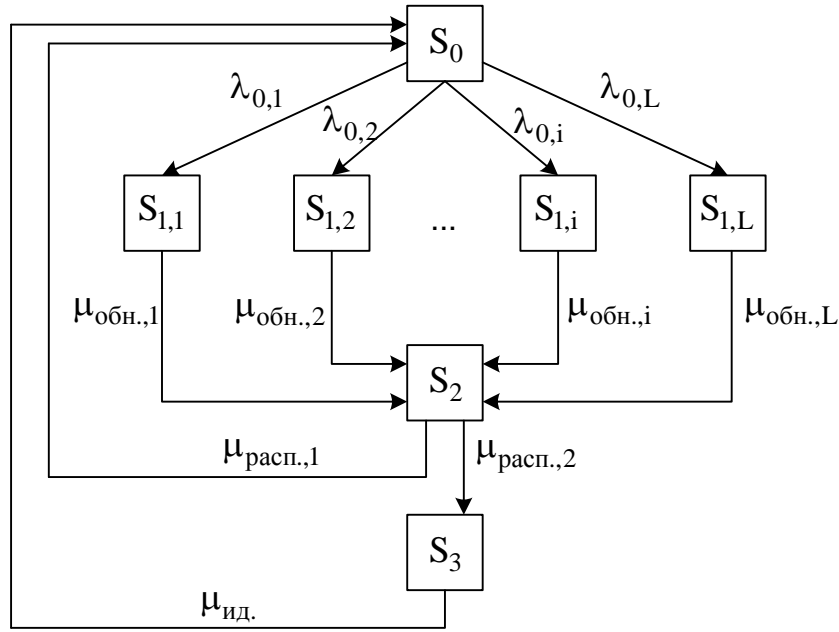


Рис. 4.6. Граф состояний ИнБАК

Потоки событий, происходящих в системе, будем описывать с помощью следующих интенсивностей: $\lambda_{0,i}$ – интенсивность потока команд на проведение поиска в i -й области, $i = \overline{1, L}$; $\mu_{обн.,i}$ – интенсивность обнаружения объекта в i -й области; $\mu_{расп.,j}$ – интенсивность распознавания обнаруженного объекта как объекта j -го класса, $j = 1, 2$; и $\mu_{ид.}$ – интенсивность идентификации объекта, отнесенного ко 2-му классу. Отнесение объекта ко 2-му классу определяет необходимость его дальнейшей идентификации и выполнения действий над ним.

Функционирование ИнБАК может быть описано с помощью системы дифференциальных уравнений:

$$\frac{dp_0(t)}{dt} = -\sum_{i=1}^L \lambda_{0,i} p_0(t) + \mu_{расп.,1} p_2(t) + \mu_{ид.} p_3(t), \quad (4.27)$$

$$\frac{dp_{1,i}(t)}{dt} = \lambda_{0,i} p_0(t) - \mu_{обн.,i} p_{1,i}(t), \quad i = \overline{1, L}, \quad (4.28)$$

$$\frac{dp_2(t)}{dt} = \sum_{i=1}^L \mu_{обн.,i} p_{1,i}(t) - (\mu_{расп.,1} + \mu_{расп.,2}) p_2(t), \quad (4.29)$$

$$\frac{dp_3(t)}{dt} = \mu_{расп.,2} p_2(t) - \mu_{ид.} p_3(t). \quad (4.30)$$

Условие нормировки примет вид:

$$p_0(t) + \sum_{i=1}^L p_{1,i}(t) + p_2(t) + p_3(t) = 1, \quad 0 \leq t \leq \overline{T}. \quad (4.31)$$

Начальные условия:

$$p_0(0) = 1, \quad p_{1,i}(t) = p_2(t) = p_3(t) = 0, \quad i = \overline{1, L}. \quad (4.32)$$

Отметим, что под вероятностями $p_0(t)$, $p_{1,i}(t)$, $p_2(t)$, $p_3(t)$ понимаются доли времени, в течение которых ИнБАК находился в соответствующих состояниях.

Интенсивности потоков событий определяются по следующим формулам:

$$\lambda_{0,i} = \frac{p_{0,i}}{\bar{t}_{0,i}}, \quad \mu_{\text{обн.},i} = \frac{1 - q_i}{\bar{t}_{1,i}}, \quad i = \overline{1, L},$$

$$\mu_{\text{расп.},1} = \frac{1 - p_{\text{расп.},2}}{\bar{t}_2}, \quad \mu_{\text{расп.},2} = \frac{p_{\text{расп.},2}}{\bar{t}_2}, \quad \mu_{\text{ид.}} = \frac{p_{\text{ид.}}}{\bar{t}_3},$$
(4.33)

где $p_{0,i}$ – вероятность того, что поступит команда на поиск в i -й области; $\bar{t}_{0,i}$ – среднее время выдачи команды из центра управления на поиск в i -й области; q_i – вероятность необнаружения объекта в i -й области; $\bar{t}_{1,i}$ – среднее время поиска и обнаружения объекта в i -й области, $i = \overline{1, L}$; $p_{\text{расп.},2}(\bar{t}_2) = \exp(-r_1 \bar{t}_2)$ – вероятность распознавания объектов второго класса [85]; \bar{t}_2 – среднее время распознавания объекта операторами в ЦСОИ, $p_{\text{ид.}}(\bar{t}_3) = \exp(-r_2 \bar{t}_3)$ – вероятность идентификации объекта [85]; r_1, r_2 – коэффициенты пропорциональности; \bar{t}_3 – среднее время идентификации объекта, отнесенного ко 2-му классу, и принятия решения в ЦСОИ.

Полученная система (4.27)-(4.30) описывает функционирование ИнБАК в нескольких областях пространства и является конкретизацией соотношения (4.16) общей модели.

Таким образом, рассмотренная модель (4.13-4.16) позволяет проводить комплексный анализ вероятностных и временных характеристик основных этапов выполнения ИнБАК целевых задач.

Математическая модель оптимизации функционирования ИнБАК, основанная на вышеприведенной модели, и результаты оптимизации приводятся в работе [92].

4.3. Оптимальный выбор состава средств и времени формирования единого информационного пространства

Эффективность ведения боевых операций в едином информационном пространстве во многом определяется оптимальным планированием средств и времени контроля (наблюдения, разведки) воздушных и наземных (надводных) объектов (см. рис. 4.1 задача 1). Один из подходов к решению такой задачи предлагается в данном разделе [73].

Пусть имеется регион контроля R площадью S , состоящий из n зон площадью S_j , $j = \overline{1, n}$, в котором необходимо ведение операций в едином информационном пространстве с обеспечением непрерывного и сплошного контроля наземных (надводных) объектов. Для осуществления этого могут быть задейст-

вованы N_H наземных (надводных) и N_B воздушных средств контроля. В данной работе в качестве воздушных средств контроля рассматриваются ИнБЛА. Считаем, что все ИнБЛА оснащены однотипной целевой аппаратурой, предназначенной для обзора местности, поиска и обнаружения наземных (надводных) объектов, и на всех наземных (надводных) средствах контроля (например, корабль, наземная РЛС) используются однотипные РЛС кругового обзора. Предполагаем, что контроль с помощью ИнБЛА ведется с оптимальных для рассматриваемой целевой аппаратуры высот полета, обеспечивающих максимальный захват на местности. В случае применения комплекса целевой аппаратуры рассматривается та, которая обеспечивает максимальную область обзора.

Предполагается также, что средства контроля решают целевые задачи совместно и независимо друг от друга. Каждый ИнБЛА характеризуется поисковой производительностью u_B , каждое наземное (надводное) средство имеет поисковую производительность u_H , которые предлагается определять следующим образом:

$$u_B = abV_B, \quad u_H = 2RV_H + \pi R^2 \quad (4.34)$$

где V_B – скорость полета ИнБЛА; a, b – размеры полосы обзора, формируемой аппаратурой контроля ИнБЛА; R – радиус действия РЛС наземного средства; V_H – скорость движения наземного средства.

Согласно работе [66] вероятности обнаружения объекта с помощью ИнБЛА и наземного средства контроля в j -й зоне определяются соответственно как:

$$p_{B,j}(y_j, t_{B,j}) = 1 - \exp(-u_B t_{B,j} y_j / S_j), \quad (4.35)$$

$$p_{H,j}(x_j, t_{H,j}) = 1 - \exp(-u_H t_{H,j} x_j / S_j), \quad (4.36)$$

где $t_{B,j}$ и $t_{H,j}$ – время контроля j -й зоны соответственно ИнБЛА и наземным средством; y_j, x_j – количество соответственно ИнБЛА и наземных средств, выделяемых для контроля j -й зоны на время $t_{B,j}$ и $t_{H,j}$.

Переменные $y_j, x_j, j = (\overline{1, n})$, естественно, должны принимать только целочисленные значения:

$$y_j \in \{0, 1, 2, \dots\}, \quad x_j \in \{0, 1, 2, \dots\}, \quad j = (\overline{1, n}). \quad (4.37)$$

Ограничения на количество используемых средств контроля имеют вид:

$$\sum_{j=1}^n y_j \leq N_B, \quad \sum_{j=1}^n x_j \leq N_H. \quad (4.38)$$

Условия обязательного наличия в каждой зоне хотя бы одного средства контроля запишется как:

$$x_j + y_j \geq 1, j = \overline{1, n}. \quad (4.39)$$

На переменные $t_{в,j}$ и $t_{н,j}$ накладываются ограничения вида:

$$\sum_{j=1}^n t_{в,j} \leq T, \quad \sum_{j=1}^n t_{н,j} \leq T, \quad (4.40)$$

$$t_{в,j} \leq \tau_{в}, \quad t_{н,j} \leq \tau_{н}, \quad j = \overline{1, n} \quad (4.41)$$

где $\tau_{в}, \tau_{н}$ – предельные нормы времени контроля одним ИнБЛА и одним наземным (надводным) средством, T – общее время контроля n зон региона. При определении этих величин должны учитываться удельные расходы топлива применяемых средств контроля и протяженность маршрутов патрулирования.

На основе работ по теории и методам поиска [66, 67] была разработана классификация задач поиска, в соответствии с которой рассматриваемая задача относится к задачам группового (с помощью нескольких поисковых систем), дискретного (поиск, осуществляемый в течение заданного интервала времени) поиска объектов неоднородными наблюдателями. При этом предполагалось, что на процесс поиска и обнаружения объектов влияют различные случайные факторы (например, метеоусловия, наличие в контролируемом регионе искомым объектов, противодействие противника и др.). В связи с этим, а также исходя из совместных и независимых действий средств контроля, в качестве целевой функции рассматривается математическое ожидание числа обнаруженных объектов в n зонах региона за время контроля T , определяемое на основе работы [66] как:

$$M = \sum_{j=1}^n w_j [p_{в,j}(y_j, t_{в,j}) + p_{н,j}(x_j, t_{н,j}) - p_{в,j}(y_j, t_{в,j})p_{н,j}(x_j, t_{н,j})] \rightarrow \max; \quad (4.42)$$

$y_j, x_j, t_{в,j}, t_{н,j}$

где w_j – вероятность наличия хотя бы одного искомого объекта в j -й зоне контроля, которая априорно известна, а вероятности $p_{в,j}$ и $p_{н,j}$ определяются выражениями вида (4.35)-(4.36).

Таким образом, задача оптимизации состава средств и времени контроля региона сводится к следующей задаче оптимизации в среднем: «Найти значения переменных $y_j, x_j, t_{в,j}, t_{н,j}$, доставляющих максимум целевой функции (4.42) при выполнении условий (4.37)-(4.41)».

Данная задача относится к классу задач стохастического нелинейного смешанного программирования, для которых в настоящее время отсутствуют типовые методы решения. Отметим, что модель (4.42), (4.37)-(4.41) приведена к детерминированному виду. Поэтому в качестве метода решения предлагается

применять метод вектора спада [89], относящийся к методам случайного поиска, в сочетании с алгоритмом метода покоординатного спуска [106].

Предлагаемая модель может быть также использована при реализации автоматизированного планирования применения ИнБАК в рамках разработки соответствующей информационной технологии [74].

4.4. К задаче выбора оптимального количества информационных беспилотных летательных аппаратов

Полеты ИнБЛА могут осуществляться по заявкам, периодически в процессе мониторинга определенных районов и эпизодически в случайные моменты времени при необходимости уточнения полученных сведений. При этом, как показала практика, основные затраты времени на выполнение полетных заданий ИнБЛА являются случайными величинами из-за необходимости повторных облетов некоторых участков контролируемых районов для получения более достоверной информации.

В данном разделе предлагается применение результатов теории массового обслуживания [127, 128] для оптимизации количества ИнБЛА, которые рассматриваются как устройства (каналы), удовлетворяющие случайный поток заявок от заинтересованных организаций.

Отметим, что в работе [17], содержащей достаточно полное изложение современного состояния и перспектив развития отечественной и зарубежной беспилотной авиационной техники, задачи оптимизации количества применяемых БЛА не рассматривались.

Математические модели задачи. Пусть имеется m организаций (подразделений), формирующих в случайные моменты времени с интервалом T_1 заявки соответствующему ИнБАК на проведение мониторинга определенных районов с использованием входящих в его состав N ИнБЛА.

Считаем, что на выполнение поступивших заявок ИнБЛА затрачивают случайное время T_2 . При этом каждый ИнБЛА после выполнения назначенной задачи и прохождения слепополетной подготовки приступает к выполнению следующей в очереди заявки или переходит в режим ожидания на земле.

Будем считать, что случайные величины T_1 и T_2 распределены по показательным законам, параметры которых вычисляются по формулам [39]:

$$\lambda = \bar{T}_1^{-1}; \quad \mu = \bar{T}_2^{-1}, \quad (4.43)$$

где \bar{T}_1 и \bar{T}_2 – математические ожидания соответствующих случайных величин, а λ и μ – соответственно интенсивности входного потока заявок на мониторинг (разведку и доразведку) и потока их обслуживания ИнБЛА. С учетом этого плотности распределения случайных величин T_1 и T_2 записываются как:

$$f_1(t) = \lambda e^{-\lambda t}, \quad f_2(t) = \mu e^{-\mu t}.$$

Отметим, что если заданы интенсивности λ_j потока заявок, поступающего от j -й организации, то суммарная интенсивность входного потока заявок вычисляется как $\lambda = \sum_{j=1}^m \lambda_j$.

Рассматривая ИнБАК как работающую в установившемся режиме N -канальную замкнутую систему массового обслуживания с m источниками заявок при $N < m$ [127, 128], в качестве показателей ее работы используем среднее число \bar{L} заявок в очереди на выполнение и среднее число \bar{n} ИнБЛА, свободных от обслуживания. Естественно потребовать, чтобы искомое число N применяемых ИнБЛА обеспечивало минимальные значения этих показателей.

Это условие будем описывать, следуя работе [127], в виде целевых функций:

$$k_1(N) = \bar{L}(N)/m \rightarrow \min_{N \in (1, m-1)}, \quad (4.44)$$

$$k_2(N) = \bar{n}(N)/N \rightarrow \min_{N \in (1, m-1)}. \quad (4.45)$$

Здесь k_1 и k_2 имеют соответственно смысл коэффициентов ожидания в очереди заявок и простоя ИнБЛА. Входящие в выражения (4.44), (4.45) зависимости $\bar{L}(N)$ и $\bar{n}(N)$ имеют вид [128]:

$$\bar{L}(N) = m - \rho^{-1}(1 + \rho)\bar{Z}(N), \quad (4.46)$$

$$\bar{n}(N) = N - \bar{Z}(N), \quad (4.47)$$

где $\rho = \lambda/\mu$; $\bar{Z}(N)$ – среднее число ИнБЛА, занятых обслуживанием заявок, которое отыскивается как:

$$\bar{Z}(N) = \sum_{j=1}^{N-1} j p_j + N \left(1 - \sum_{j=0}^{N-1} p_j \right). \quad (4.48)$$

При использовании этой формулы применяются следующие значения входящих в нее вероятностей состояний рассматриваемой системы [39]:

$$p_0(N) = \left[1 + \sum_{s=1}^N \frac{\rho^s}{s!} + \frac{1}{N!} \sum_{l=N+1}^m \frac{\rho^l}{N^{l-1}} \right]^{-1},$$

$$p_j(N) = \begin{cases} \frac{\rho^j}{j!} p_0(N), & j = (\overline{1, N}) \\ \frac{\rho^j}{N! N^{j-N}} p_0(N), & j = (\overline{N+1, m}), \end{cases} \quad (4.49)$$

где $p_0(N)$ – вероятность отсутствия заявок на применение ИнБЛА, вычисляемая по формуле:

$$p_0(N) = \left[\frac{N^N \rho^N}{N!(1-\rho)} + \sum_{j=0}^{N-1} \frac{N^j \rho^j}{j!} \right]^{-1}. \quad (4.50)$$

Если число источников заявок является неопределенным, то для оптимизации количества ИнБЛА, применяемых для их обслуживания, предлагается использовать описание N-канальной разомкнутой системы массового обслуживания [127]. В этом случае, с учетом введенных обозначений, соответствующая задача оптимизации запишется как [129]:

$$\bar{L}(N) = \frac{N^N \rho^{N+1}}{N!(1-\rho)^2} p^0(N) \rightarrow \min_{N \in \{1, 2, \dots\}}, \quad (4.51)$$

$$\bar{n}(N) = (1-\rho)N \rightarrow \min_{N \in \{1, 2, \dots\}}. \quad (4.52)$$

В рамках решения сформулированных задач рассмотрим случай выхода из строя ИнБЛА в процессе выполнения полетных заданий. Практика эксплуатации ИнБЛА показывает, что их действующее количество может сокращаться из-за отказов бортового и наземного оборудования ИнБАК или потерь ИнБЛА, используемых в соответствующих военных организациях.

Для учета потерь действующих ИнБЛА введем в рассмотрение дискретную случайную величину R, которую будем описывать распределением вероятностей вида:

$$Q_r = P\{R=r\}, \quad r = \overline{(0, N)}. \quad (4.53)$$

Тогда фактическое количество ИнБЛА, участвующих в процессе мониторинга, будет описываться случайной величиной $N_R = N - R$ с законом распределения (4.53).

При таком подходе критерии оптимальности (4.44), (4.45) и (4.51), (4.52) должны рассматриваться как функции случайного числа N_R действующих ИнБЛА. В этом случае соответствующие задачи оптимизации числа N могут быть отнесены к классу многокритериальных задач дискретного стохастического программирования. Покажем процесс формирования новых целевых функций, учитывающих потери ИнБЛА, на примере задачи (4.44)-(4.49).

Исходя из вида величины N, критерии оптимальности (4.44) и (4.45) могут рассматриваться как условные математические ожидания [130] вида:

$$k_1(N) = M \left[\frac{\bar{L}(N-R)}{m} / R=0 \right]; \quad k_2(N) = M \left[\frac{\bar{n}(N-R)}{N} / R=0 \right].$$

Тогда в качестве новых целевых функций предлагается использовать безусловные математические ожидания функций $k_1(N_R)$ и $k_2(N_R)$, которые с учетом закона распределения (4.53) вычисляются как:

$$K_1(N) = \frac{1}{m} \sum_{r=0}^N Q_r \bar{L}(N-r) \rightarrow \min_{N \in (1, m-1)} ; \quad (4.54)$$

$$K_2(N) = \frac{1}{N} \sum_{r=0}^N Q_r \bar{n}(N-r) \rightarrow \min_{N \in (1, m-1)} . \quad (4.55)$$

При конкретизации этих зависимостей может быть использован биномиальный закон распределения [56] случайной величины R , который имеет вид:

$$Q_r = P_N(r) = \frac{N! q^r (1-q)^{N-r}}{r!(N-r)!}, \quad r = \overline{(0, N)}, \quad (4.56)$$

где q – вероятность потери одного ИнБЛА в процессе выполнения полетного задания. Кроме того, в выражениях (4.46)-(4.49) параметр N заменяется величиной $(N-r)$.

Численный метод решения задач. Сформулированные задачи (4.44), (4.45), (4.50)-(4.52) и (4.54)-(4.56) имеют следующие особенности:

- значительная вычислительная сложность, определяемая целочисленностью искомой переменной N и видом выражений (4.48)-(4.52) и (4.54)-(4.56);
- двухкритериальность, обуславливающая отсутствие единственного решения [40, 131].

Вторая особенность позволяет находить только компромиссные (оптимальные по Парето) решения [40, 46] этих задач. Для формирования таких решений, рассматривая задачу (4.44)-(4.49), построим скалярную целевую функцию в виде линейной свертки [40, 46] критериев (4.44) и (4.45):

$$S(\alpha, N) = \alpha k_1(N) + (1-\alpha)k_2(N) \rightarrow \min_{N \in (1, m-1)}, \quad (4.57)$$

где $\alpha \in (0, 1)$ – варьируемый весовой коэффициент каждого из рассматриваемых критериев. Наличие минимума функции $S(\alpha, N)$ при фиксированном значении параметра свертки α гарантируется тем, что с возрастанием переменной N функция $k_1(N)$ убывает, а функция $k_2(N)$ возрастает.

Для задачи (4.50)-(4.52) линейная свертка ее критериев имеет вид:

$$S(\alpha, N) = \alpha \bar{L}(N) + (1-\alpha)\bar{n}(N) \rightarrow \min_{N \in \{1, 2, \dots\}} . \quad (4.58)$$

Для задачи (4.54)-(4.55) линейная свертка ее критериев записывается как:

$$S(\alpha, N) = \alpha K_1(N) + (1-\alpha)K_2(N) \rightarrow \min_{N \in (1, m-1)} . \quad (4.59)$$

Множества компромиссных (оптимальных по Парето) вариантов решения задач (4.44)-(4.49) и (4.50)-(4.52) с использованием скалярных функций (4.57) и (4.58) предлагается формировать с использованием сетки значений параметра свертки:

$$0 < \alpha_1 < \alpha_2 < \dots < \alpha_k < 1 \quad (4.60)$$

и решения совокупности задач скалярной оптимизации вида:

$$S(\alpha_i, N) \rightarrow \min_N, \quad i = \overline{1, k}. \quad (4.61)$$

Численный метод решения сформулированных задач включает в себя следующие этапы:

Задаются параметр k и сетка значений α вида (4.60).

Полагается $i = 1$.

Полагается $N = 1$.

Вычисляется и запоминается значение функции $S(\alpha_i, N)$.

Для решения задачи (4.61) полагается $N = N + 1$ и осуществляется переход к п. 4 до тех пор, пока для некоторого значения $N = N^{(i)}$ не будут выполнены условия вида:

$$S(\alpha_i, N^{(i)} - 1) > S(\alpha_i, N^{(i)}), \quad S(\alpha_i, N^{(i)} + 1) > S(\alpha_i, N^{(i)}).$$

Фиксируется решение $N^{(i)}$, и с помощью выражений (4.44)-(4.49) или (4.50)-(4.52) вычисляются значения критериев оптимальности $k_1(N^{(i)})$, $k_2(N^{(i)})$ или $\bar{L}(N^{(i)})$, $\bar{n}(N^{(i)})$.

Полагается $i = i + 1$, и выполняется переход к п. 3 до тех пор, пока $i \leq k$.

Лицу, принимающему решение, выдается множество неповторяющихся значений $\{N^{(i)}, k_1(N^{(i)}), k_2(N^{(i)}), i \in \overline{1, k}\}$ или $\{N^{(i)}, \bar{L}(N^{(i)}), \bar{n}(N^{(i)}), i \in \overline{1, k}\}$ для выбора компромиссного значения требуемого количества БЛА.

Единственное решение N_0 из полученного множества компромиссных вариантов может быть получено с использованием метода минимизации отклонения от идеальной точки в пространстве критериев решаемой задачи [131]. В качестве таких точек в данном случае рассматриваются точки $(k_1, k_2) = (0, 0)$ и $(\bar{L}, \bar{n}) = (0, 0)$.

Примеры решения задач оптимизации числа БЛА. Проиллюстрируем применение задач (4.44)-(4.49) и (4.58)-(4.60), (4.46)-(4.49) для определения оптимального количества ИнБЛА гражданского и военного назначения.

Пример 1. Пусть требуется определить количество БЛА, осуществляющих мониторинг аварийного (предаварийного) технического состояния продуктопроводов в труднодоступных районах в интересах некоторой корпорации топливно-энергетического комплекса, включающей в себя $m = 7$ подразделений. При этом будем считать, что $\bar{T}_1 = 240$ мин. и $\bar{T}_2 = 600$ мин. Полученное множество компромиссных вариантов решения задачи (4.44)-(4.49) представлено в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Вариант решения	Оптимальное количество БЛА N	Среднее число заявок \bar{L}	Среднее число свободных БЛА \bar{n}
1	2	0,62	0,06
2	3	0,54	0,23
3	4	0,51	0,39
4	5	0,50	0,51

Наиболее оптимальное решение, выбранное из этого множества методом минимума отклонения от идеальной точки, имеет вид: $N_0 = 3$, $k_1^0 = 54\%$, $k_2^0 = 23\%$. Последнее означает, что при использовании в авиаотряде корпорации трех БЛА средний процент заявок, ожидающих в очереди, равен 54 % и в среднем будет простаивать 23 % имеющихся БЛА.

В табл. 4.2 приведены варианты решения задачи (4.58)-(4.60), (4.46)-(4.49) при вероятности отказа БЛА в полете $q = 0,05$. Решение, полученное методом минимума отклонения от идеальной точки, имеет вид: $N_0 = 3$, $K_1^0 = 55\%$, $K_2^0 = 20\%$.

Таблица 4.2

Вариант решения	Оптимальное количество БЛА N	Среднее число заявок \bar{L}	Среднее число свободных БЛА \bar{n}
1	2	0,64	0,05
2	3	0,55	0,20
3	4	0,52	0,35
4	5	0,51	0,46

Результаты, представленные в табл. 4.1 и 4.2, оказываются близкими из-за достаточно высокого уровня надежности БЛА гражданского назначения. В связи с этим при решении рассматриваемой задачи для гражданских БЛА можно использовать только модель (4.44)-(4.49).

Пример 2. В работе [132] рассматривались вопросы применения в интересах артиллерийских подразделений такого перспективного вида ИнБЛА, как беспилотный разведывательно-корректировочный вертолет. Следует отметить, что к настоящему времени отсутствует методика определения их численности для различных видов артиллерийских формирований.

Пусть источниками заявок на разведку и целеуказание с помощью беспилотного разведывательно-корректировочного вертолета являются $m = 7$ подразделений артиллерийской группы. Будем считать, что средние затраты времени на выполнение этих действий равны $\bar{T}_1 = 13,33$ мин., $\bar{T}_2 = 30$ мин. Тогда по формуле (4.43) имеем, что $\mu = 0,0333$ мин⁻¹.

Практика проведения учений, воспроизводящих интенсивные боевые действия артиллерии тактического звена, показала, что интенсивность λ потока заявок на применение вертолетных средств разведки и целеуказания равна $0,0750 \text{ мин}^{-1}$. Результаты решения задач (4.44)-(4.49) и (4.58)-(4.60), (4.46)-(4.49) при вероятности уничтожения противником одного беспилотного разведывательно-корректировочного вертолета, равной $q = 0$ и $q = 0,28$, приведены в табл. 4.3.

Таблица 4.3

Вариант решения	Оптимальное количество БЛА N	Среднее число разведзаданий \bar{L}	Среднее число свободных БЛА \bar{n}
<i>Вероятность $q = 0$</i>			
1	2	0,62	0,08
2	3	0,56	0,28
3	4	0,54	0,44
<i>Вероятность $q = 0,28$</i>			
1	2	0,72	0,04
2	3	0,64	0,13
3	4	0,59	0,22
4	5	0,56	0,29
5	6	0,55	0,35

Соответственно, единственные решения этих задач, полученных методом минимального отклонения от идеальной точки [131], имеют вид: $N_0 = 3$, $k_1^0 = 55 \%$, $k_2^0 = 28 \%$ и $N_0 = 4$, $K_1^0 = 58 \%$, $K_2^0 = 22 \%$.

Проведенные вычислительные эксперименты показывают, что увеличение величины q с $0,28$ до $0,57$ требует увеличения числа N в $1,5$ раза – до 6 БЛА.

При развитии предлагаемой задачи предполагается разработать оптимальный регламент обслуживания поступающих заявок находящимися в воздухе БЛА, а также методику расчета величины \bar{T}_2 , учитывающую удаление районов мониторинга от стартовых позиций БЛА, виды траекторий их полетов в этих районах и другие практические аспекты применения.

4.5. Оптимизация оперативного обслуживания заявок информационными беспилотными летательными аппаратами

В разделе 4.4 была предложена методика определения оптимального количества ИнБЛА, осуществляющих выполнение случайного потока заявок на проведение мониторинга (разведки) районов наземной (надводной) поверхности. При этом предполагалось, что при наличии очереди поступивших заявок их выполнением должен заниматься любой из освободившихся БЛА. На практике такая дисциплина обслуживания заявок может быть реализована следующими способами:

1. БЛА, успешно завершивший выполнение назначенной ему заявки, осуществляет посадку и после необходимых действий (послеполетный осмотр, заправка топливом, формирование и ввод в бортовую цифровую вычислительную машину новой программы полета, предполетный контроль) выполняет первую стоящую в очереди заявку.

2. При поступлении каждой новой заявки, когда все имеющиеся в наличии БЛА находятся в воздухе, реализуя поступившие ранее заявки, из их состава выбирается определенный БЛА, способный после завершения назначенного ему полетного задания выполнить эту заявку.

Из сравнения этих способов следует, что применение первого (традиционного) способа группового использования БЛА значительно увеличивает время ожидания заявок в очереди, что является недопустимым при мониторинге последствий крупных техногенных катастроф и проведении разведки в ходе быстрых боевых действий.

В данном разделе предлагается математическая модель и численный метод оптимального выбора БЛА при реализации второго способа обслуживания поступающих заявок.

Математическая модель задачи. Пусть в некоторый момент времени все N из имеющихся однотипных БЛА выполняют заявки на мониторинг (разведку) в районах S_1, S_2, \dots, S_N , которые характеризуются координатами их центров (x_j, y_j) , $j = \overline{1, N}$. Будем считать, что в этот момент времени в систему поступила заявка на проведение таких работ в новом районе S_{N+1} с координатами его центра (x_{N+1}, y_{N+1}) .

Оптимальный выбор БЛА для обслуживания $(N+1)$ -й заявки предлагается осуществлять путем решения следующей задачи булевого линейного программирования:

$$t_{\text{ож}}^{N+1} = \sum_{j=1}^N t_j^{\text{ож}} \xi_j \rightarrow \min_{\xi}; \quad (4.62)$$

$$\sum_{j=1}^N \xi_j = 1; \quad (4.63)$$

$$\sum_{j=1}^N m_j \xi_j \geq m_{N+1}; \quad (4.64)$$

$$\xi_j \in \{0, 1\}, \quad j = \overline{1, N}. \quad (4.65)$$

В этой модели $\xi = (\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_N)$ – искомый вектор переменных, удовлетворяющих условиям (4.65) и определяющих выбор конкретного БЛА. При этом если в результате решения задачи некоторая переменная $\xi_j = 1$, для об-

служивания поступившей заявки выбирается j -й БЛА, $j \in (\overline{1, N})$. При $\xi_j = 0$ такой выбор не производится.

Целевая функция (4.62) задачи имеет смысл минимума затрат времени на ожидание выполнения поступившей заявки. Параметры $t_j^{\text{ож}}$, входящие в это выражение, определяют такие затраты времени для выполнения $(N+1)$ -й заявки j -м БЛА, $j = (\overline{1, N})$.

Выражение (4.63) указывает на то, что в район S_{N+1} должен быть направлен один и только один из находящихся в воздухе БЛА.

Условие того, что у выбранного j -го БЛА бортовой запас топлива m_j будет достаточен для проведения мониторинга (разведки) района S_{N+1} , описывается неравенством (4.64), где m_{N+1} – потребная масса топлива для выполнения $(N+1)$ -й заявки и возврата БЛА в точку старта и посадки (ТСП).

Рассмотрим методику расчета значений параметров, входящих в модель (4.62)-(4.65).

Будем считать заданными следующие исходные данные: C_c^{kp} – часовой расход топлива силовой установки БЛА на крейсерском режиме полета, кг/ч; $V_{кр}$ – крейсерская скорость БЛА, км/ч; V_{\max} – максимальная скорость БЛА, км/ч; τ_j – время, оставшееся до окончания запланированного процесса мониторинга (разведки) района S_j , $j = (\overline{1, N})$, ч; $m_j^{\text{ост}}$ – остаток топлива на борту j -го БЛА, $j = (\overline{1, N})$, кг; l_j – оценка расстояния от района S_j до нового района S_{N+1} , $j = (\overline{1, N})$, км; L_j – оценка расстояния от района S_j до ТСП, имеющей координаты (x^*, y^*) ; $t_{N+1}^{\text{п.з}}$ – время выполнения полетного задания в районе S_{N+1} ч.

Отметим, что значения параметров τ_j и $m_j^{\text{ост}}$ считаются заданными на момент времени поступления $(N + 1)$ -й заявки.

Оценку потребных затрат времени на перелет j -го БЛА в район S_{N+1} определим как:

$$T_j^{N+1} = \frac{l_j}{V_{кр}} = \frac{1}{V_{кр}} \sqrt{(x_j - x_{N+1})^2 + (y_j - y_{N+1})^2}, \quad j = (\overline{1, N}). \quad (4.66)$$

Тогда затраты времени на ожидание выполнения поступившей $(N + 1)$ -й заявки с помощью j -го БЛА вычисляются по формуле вида:

$$t_j^{\text{ож}} = \tau_j + T_j^{N+1}, \quad j = (\overline{1, N}). \quad (4.67)$$

Масса топлива на борту j -го БЛА после завершения полетного задания в районе S_j и перелета в район S_{N+1} определяется из следующего соотношения:

$$m_j = m_j^{\text{ост}} - C_q^{\text{кр}} t_j^{\text{ож}}, \quad j = \overline{(1, N)}. \quad (4.68)$$

Массу топлива, потребляемую для выполнения мониторинга (разведки) района S_{N+1} и возврата БЛА в ТСП, найдем по формуле вида:

$$m_{N+1} = C_q^{\text{кр}} (t_{N+1}^{\text{п.з}} + t_{N+1}^{\text{возв}}). \quad (4.69)$$

Здесь оценка затрат времени на полет БЛА из области S_{N+1} в ТСП вычисляется как:

$$t_{N+1}^{\text{возв}} = \frac{1}{V_{\text{кр}}} \sqrt{(x_{N+1} - x^*)^2 + (y_{N+1} - y^*)^2}. \quad (4.70)$$

Таким образом, выражения (4.66)-(4.70) полностью определяют значения всех параметров задачи (4.62)-(4.65), которая может быть решена известными методами дискретного программирования [131].

Численный метод решения задачи. В связи с необходимостью высокой оперативности принятия решений при обслуживании каждой поступающей заявки, небольшой размерностью задачи (величина N_{max} в перспективе равна 8...10 БЛА) и наличием ограничения (4.63), предлагается следующий эвристический метод ее решения.

1. Упорядочить номера всех находящихся в воздухе БЛА в порядке возрастания коэффициентов целевой функции (4.62). Результатом этого этапа будет являться список $J = \{j_1, j_2, \dots, j_N\}$ номеров БЛА, удовлетворяющих условию вида:

$$t_{j_1}^{\text{ож}} \leq t_{j_2}^{\text{ож}} \leq \dots \leq t_{j_k}^{\text{ож}} \leq \dots \leq t_{j_N}^{\text{ож}}.$$

2. Для каждого элемента сформированного списка последовательно провести проверку выполнения условия:

$$m_{j_k} \geq m_{N+1}, \quad k = 1, 2, \dots, N. \quad (4.71)$$

3. Зафиксировать первый факт выполнения неравенства (4.71) и текущее при этом значение номера j_k , который будет соответствовать номеру БЛА, направляемого после завершения его полетного задания в район S_{N+1} .

Отметим, что если условие (4.71) не выполняется ни для одного из $k \in \overline{(1, N)}$, то решения задачи (4.62)-(4.65) не существует.

В этом случае обслуживание текущей заявки из очереди осуществляется рассмотренным выше первым способом. Для минимизации затрат времени на его реализацию предлагается использовать следующий эвристический прием.

Вычислим для всех находящихся в данный момент времени в воздухе БЛА величины ожидаемых затрат времени до их посадки в ТСП:

$$Q_j^{\text{ож}} = \tau_j + T_j^{\text{возв}}, \quad j = \overline{(1, N)}, \quad (4.72)$$

где оценка времени $T_j^{\text{возв}}$ возврата j -го БЛА в точку посадки определяется как:

$$T_j^{\text{возв}} = \frac{L_j}{V_{\text{max}}} = \frac{1}{V_{\text{max}}} \sqrt{(x_j - x^*)^2 + (y_j - y^*)^2}, \quad j = (\overline{1, N}). \quad (4.73)$$

Упорядочим полученные значения величин (4.72) по возрастанию. Тогда первый номер БЛА из построенного списка после посадки назначается на выполнение поступившей $(N + 1)$ -й заявки. Если в очереди имеется более чем одна заявка, то для выполнения следующей выбирается второй номер БЛА из этого списка и т. д.

Рассмотрим примеры использования предлагаемого подхода для гипотетического БЛА с характеристиками: $C_{\text{ч}}^{\text{кр}} = 0,26$ кг/ч; $V_{\text{кр}} = 130$ км/ч; $V_{\text{max}} = 180$ км/ч.

Пример 1. Пусть в данный момент времени подразделение из четырех БЛА ($N = 4$) с координатами их ТСП $x^* = 35\,520$ м, $y^* = 10\,470$ м осуществляет мониторинг (разведку) в районах с координатами их центров: $x_1 = 43\,430$ м, $y_1 = 4\,200$ м; $x_2 = 54\,541$ м, $y_2 = 4\,290$ м; $x_3 = 61\,501$ м, $y_3 = 25\,470$ м; $x_4 = 55\,520$ м, $y_4 = 45\,111$ м. В этот момент времени поступила заявка на выполнение таких работ продолжительностью $t_5^{\text{н.з}} = 5$ ч в новом районе S_5 с координатами центра $x_5 = 85\,520$ м, $y_5 = 10\,470$ м.

Текущие значения функциональных характеристик БЛА в момент времени поступления новой заявки соответственно равны: $\tau_1 = 1$ ч, $m_1^{\text{ост}} = 92$ кг; $\tau_2 = 2$ ч, $m_2^{\text{ост}} = 83$ кг; $\tau_3 = 3$ ч, $m_3^{\text{ост}} = 75$ кг; $\tau_4 = 4$ ч, $m_4^{\text{ост}} = 67$ кг.

С использованием выражений (4.66)-(4.70) модель оптимального выбора БЛА (4.62)-(4.65) конкретизируется как:

$$\begin{aligned} t_{5\text{ож}} &= 2,4\xi_1 + 2,2\xi_2 + 3,2\xi_3 + 4,4\xi_4 \rightarrow \min; \\ \xi_1 + \xi_2 + \xi_3 + \xi_4 &= 1; \\ 91,4\xi_1 + 82,4\xi_2 + 74,2\xi_3 + 65,9\xi_4 &\geq 1,4; \\ \xi_1 \in \{0, 1\}, \quad \xi_2 \in \{0, 1\}, \quad \xi_3 \in \{0, 1\}, \quad \xi_4 \in \{0, 1\}. \end{aligned}$$

Из вида ограничения по топливу следует, что оптимальное решение задачи существует.

Результатом применения численного метода является сообщение о том, что в новый район мониторинга (разведки) должен быть оперативно направлен БЛА № 2, при этом мониторинг может начаться через 2,2 ч, которое выдается расчету наземного пункта дистанционного управления БЛА [47] для разработки программы полета в новом районе и проведения в нем мониторинга (разведки).

Пример 2. Пусть в условиях предыдущего примера новая заявка поступила при следующих текущих значениях характеристик БЛА: $\tau_1 = 16$ ч, $m_1^{\text{ост}} = 5$ кг; $\tau_2 = 17$ ч, $m_2^{\text{ост}} = 5$ кг; $\tau_3 = 18$ ч, $m_3^{\text{ост}} = 4,9$ кг; $\tau_4 = 19$ ч, $m_4^{\text{ост}} = 5,1$ кг.

В этом случае математическая модель задачи (4.62)-(4.65) будет иметь вид:

$$t_{5\text{ож}} = 17,4\xi_1 + 17,2\xi_2 + 18,2\xi_3 + 19,4\xi_4 \rightarrow \min;$$

$$\xi_1 + \xi_2 + \xi_3 + \xi_4 = 1;$$

$$0,5\xi_1 + 0,5\xi_2 + 0,2\xi_3 + 0,1\xi_4 \geq 1,4;$$

$$\xi_1 \in \{0, 1\}, \quad \xi_2 \in \{0, 1\}, \quad \xi_3 \in \{0, 1\}, \quad \xi_4 \in \{0, 1\}.$$

Анализ ограничения по запасам топлива говорит об отсутствии решения этой задачи оптимизации.

Используя формулы (4.72) и (4.73), получаем следующие значения ожидаемых затрат времени до посадки находящихся в воздухе БЛА: $Q_1^{\text{ож}} = 16,1$ ч, $Q_2^{\text{ож}} = 17,1$ ч, $Q_3^{\text{ож}} = 18,2$ ч, $Q_4^{\text{ож}} = 19,2$ ч.

Применяя к этим данным отмеченный выше эвристический прием, принимаем решение направить в новый район мониторинга (разведки) после посадки БЛА № 1.

Практическая реализация предлагаемого подхода в перспективных ИнБАК подразумевает необходимость измерения и передачи с помощью бортовой радиотелеметрической аппаратуры [47] текущих значений остатков топлива на борту каждого БЛА, а также значений времени до завершения каждым из них выполняемых полетных заданий. Кроме того, в таких БАК должны быть предусмотрены средства оперативной разработки и передачи на борт выбранного БЛА программы полета в новый район и проведения в нем мониторинга (разведки).

ГЛАВА V. ПРИМЕРЫ РЕШЕНИЯ ОСНОВНЫХ ЗАДАЧ АНАЛИТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ КОМПЛЕКСОВ

В данной главе представлены примеры решения сформулированных в предыдущих главах задач аналитического проектирования и эффективного применения ИнБАК.

5.1. Формирование эмпирических зависимостей для решения задач внешнего проектирования

Проиллюстрируем применение предлагаемой в разделе 2.3 методики построения эмпирических зависимостей вида (2.1) для оценки и обоснования проектных параметров ИнБАК.

При использовании данных по зарубежным ИнБАК, приведенных в таблице П1.1 [5, 71], эмпирическая зависимость стоимости ИнБЛА ($C_{\text{БЛА}}$, млн долл.) от массы платформы ИнБЛА ($m_{\text{пл.}}$, кг) принимает вид:

$$C_{\text{БЛА}} = 0,024m_{\text{пл.}}^{0,647}. \quad (5.1)$$

При этом стоимость ИнБЛА не включает стоимость его полезной нагрузки и в массу платформы не входит масса топлива и полезной нагрузки. Полученные результаты расчета по формуле (5.1) и результаты их сопоставления с эмпирическими данными из таблицы П1.1 приведены в табл. 5.1. Предельное значение ошибки аппроксимации эмпирических данных формулой (5.1) составляет в соответствии с (2.12) $\Delta = \max_{1 \leq j \leq 6} \{|\delta_j|\} = 0.19$ млн руб. Это означает, что полученное расчетное значение больше эмпирического значения на 15,8 %, что, на наш взгляд, достаточно для проведения оценочных расчетов.

Таблица 5.1

№	$m_{\text{пл.}}$, кг	$C_{\text{БЛА}}^{\text{расч.}}$, млн долл.	$C_{\text{БЛА}}^{\text{эмпир.}}$, млн долл.	Ошибка аппроксимации Δ , млн долл.
1	515	1.363	1,7	-0.337
2	139	0.584	0,65	-0.066
3	531	1.39	1,2	0.19
4	98	0.466	0,325	0.141
5	682	1.635	1,8	-0.165
6	1,58	0.032	0,035	-0.003

Для отечественного разрабатываемого ИнБЛА X полученные результаты по формуле (5.1) приведены в табл. 5.2 и на рис. 5.1. Ошибка аппроксимации, составляющая 0,381 млн долл. (63,5 %), объясняется значительным различием стоимостей зарубежных (американских) и российских ИнБЛА – последние отличаются меньшей стоимостью.

Таблица 5.2

$m_{пл.}, кг$	$C_{ср.ч.}$ БЛА, МЛН ДОЛЛ.	$C_{эмпир.}$ БЛА, МЛН ДОЛЛ.	Ошибка аппроксимации Δ , МЛН ДОЛЛ.
310	0,981	0,6	0,381

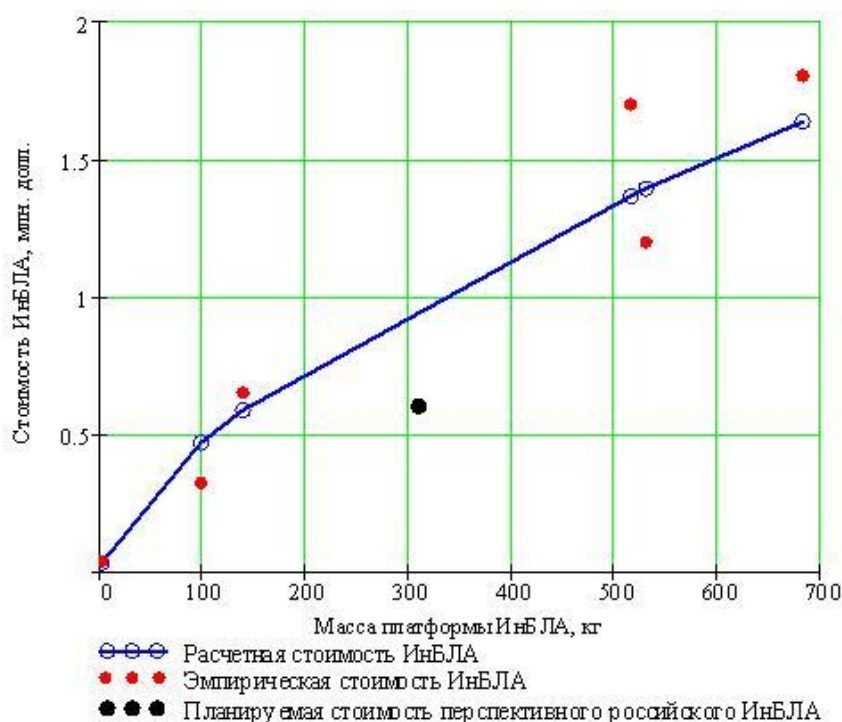


Рис. 5.1

Эмпирическая зависимость стоимости ИнБАК ($C_{БАК}$, млн долл.) от количества ИнБЛА (K , шт.), входящих в его состав, массы платформы ИнБЛА ($m_{пл.}$, кг) и массы его полезной нагрузки ($m_{п.н.}$, кг), полученная по данным из табл. П1.1, имеет вид:

$$C_{БАК} = 0,168 K^{0,361} m_{пл.}^{0,024} m_{п.н.}^{0,867} \quad (5.2)$$

Полученные результаты расчета и сравнения представлены в табл. П1.2. Предельное значение ошибки аппроксимации в данном случае составляет 2,405 млн долл. (8 %).

Приведем эмпирические зависимости для летно-технических параметров ИнБЛА, данные по которым представлены в табл. П1.3 [17].

Зависимость мощности двигателя ИнБЛА ($N_{дв.}$, л.с.) от максимальной скорости ИнБЛА ($V_{макс.}$, км/ч), взлетной массы ИнБЛА ($m_{взл.}$, кг) и размаха крыла ИнБЛА ($L_{кр.}$, м) имеет вид:

$$N_{дв.} = 0,021 V_{макс.}^{0,866} m_{взл.}^{0,402} L_{кр.}^{0,341} \quad (5.3)$$

Предельное значение ошибки аппроксимации по результатам таблицы П1.4 в данном случае составляет 4,03 л. с. (-15,5 %).

Для проектируемого ИнБЛА X результаты расчета по формуле (5.3) представлены в табл. 5.3. Отклонение расчетного значения мощности двигателя ИнБЛА X от эмпирического значения составляет 30 л. с. (-30 %), что связано, на наш взгляд, с тем, что данный ИнБЛА X относится к среднему классу по взлетной массе, а ИнБЛА в выборке классифицируются по массе как легкие (см. рис. 1.3).

Таблица 5.3

$m_{взл.}$, кг	$V_{макс.}$, км/ч	$L_{кр.}$, м	$N_{дв.}^{расч.}$, л. с.	$N_{дв.}^{эмпир.}$, л. с.	Ошибка аппроксимации Δ , л. с.
500	300	5,63	72	102	30

Зависимость продолжительности полета ИнБЛА ($T_{БЛА}$, ч) от массы целевой нагрузки ИнБЛА ($m_{п.н.}$, кг), массы топлива ($m_{т.}$, кг) и удельного расхода топлива на крейсерском режиме полета (c_e , кг/л. с.·ч) для данных из таблицы П1.3 имеет вид:

$$T_{БЛА} = 0,745 m_{т.}^{0,028} c_e^{-0,405} m_{п.н.}^{0,336} . \quad (5.4)$$

Полученные результаты расчета по формуле (5.4) и результаты сравнения данных представлены в табл. П1.5. Предельное значение ошибки аппроксимации в данном случае составляет 1,43 ч (-23,8 %).

Для создаваемого ИнБЛА X полученные результаты расчета по формуле (5.4) приведены в табл. 5.4.

Таблица 5.4

$L_{кр.}$, м	$m_{т.}$, кг	c_e , кг/л.с.·ч	$T_{БЛА}^{расч.}$, ч	$T_{БЛА}^{эмпир.}$, ч	Ошибка аппроксимации Δ , ч
5,63	100	0,2	7,8	10	-2,2

При построении зависимостей (5.3)-(5.4) использовалась выборка из 9 значений, что является недостаточным для получения хорошей точности вычислений. С этим обстоятельством, на наш взгляд, связаны полученные ошибки аппроксимации.

Отметим, что на основе использования предложенных эмпирических зависимостей (5.1)-(5.4) может также проводиться оценка значений проектных параметров ИнБЛА (ИнБАК), входящих в правые части этих зависимостей. Например, из зависимости (5.2), при заданных значениях стоимости ИнБАК и массы платформы ИнБЛА, количество ИнБЛА, входящих в ИнБАК, и масса полезной нагрузки ИнБЛА определяются как:

$$K = \exp\left(\frac{\ln(C_{\text{БАК}} / 0,168 m_{\text{пл.}}^{0,024} m_{\text{пн.}}^{0,867})}{0,361}\right),$$

$$m_{\text{пн.}} = \exp\left(\frac{\ln(C_{\text{БАК}} / 0,168 K^{0,361} m_{\text{пл.}}^{0,024})}{0,867}\right).$$
(5.5)

Получено, что для разрабатываемого ИнБЛА X при его стоимости $C_{\text{БАК}} = 15$ млн долл. на зарубежном уровне комплекс может состоять из четырех ИнБЛА ($K^{\text{расч.}} = 3,551$) и масса целевой нагрузки при этом должна составлять 85 кг ($m_{\text{пн.}}^{\text{расч.}} = 85,285$ кг). Данные результаты сопоставимы с реальными данными по ИнБЛА X ($K^{\text{эмпир.}} = 4$, $m_{\text{пн.}}^{\text{эмпир.}} = 90$ кг).

5.2. Расчет показателей надежности ИнБАК

Расчет надежности выполнялся при использовании исходных данных по БАК «Дань-М» разработки ОАО «ОКБ «Сокол», которые приведены в Приложении 1 в таблицах П1.7-П1.9 [63]. При расчете надежности БАК на этапе предстартовой подготовки и старта БЛА использовались расчетные схемы на рис. 2.4-2.8 и формулы (2.16), (2.22), (2.23), (2.29). Для этапа выполнения БАК поставленной задачи применялись расчетные схемы на рис. 2.9-2.10 и формулы (2.23), (2.31), (2.32). При расчете показателей надежности БАК на этапе посадки БЛА использовались схемы на рис. 2.11-2.12 и формулы (2.23), (2.33), (2.34). Полученные результаты расчета представлены на рис. 5.2 и в Приложении 1 на рис. П1.1-П1.4 [44].

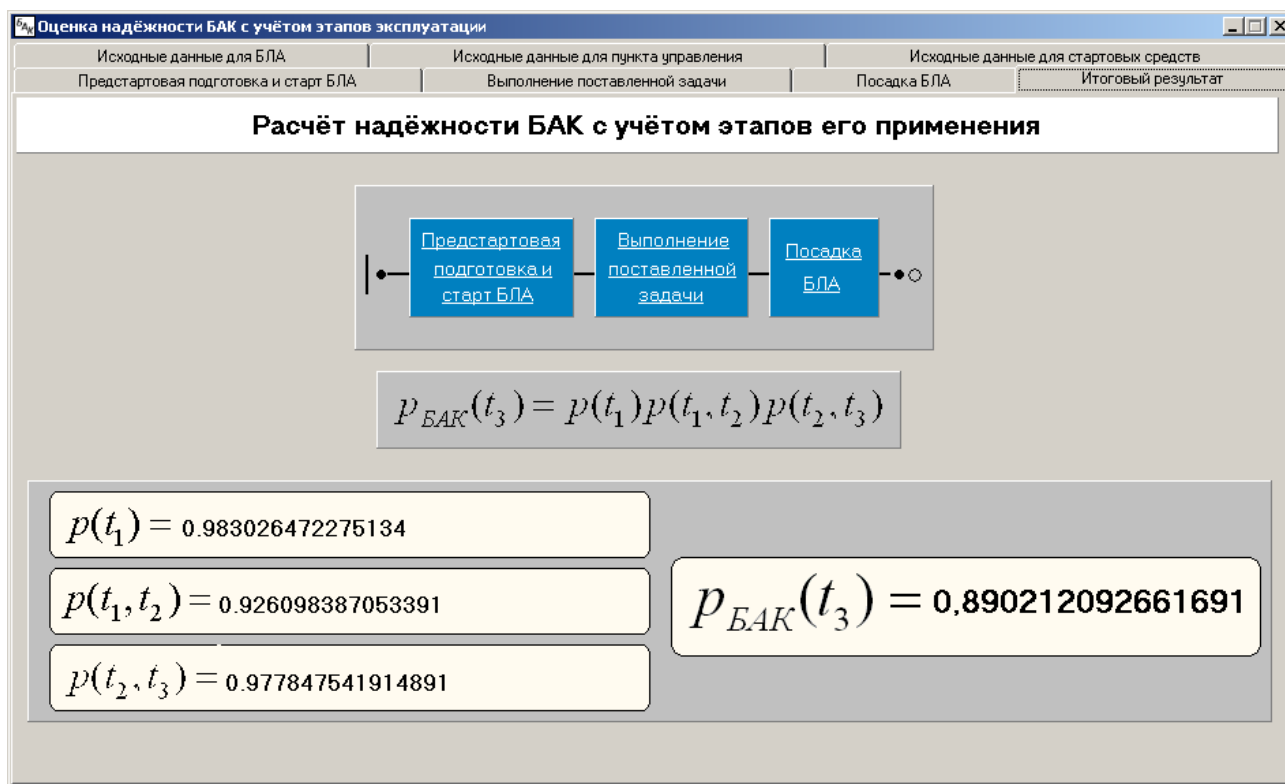


Рис. 5.2

Получено, что расчетная вероятность безотказной работы (ВБР) БАК «Дань-М» в целом с учетом основных этапов его эксплуатации составляет $p_{\text{БАК}}(t_3) = 0,8902$. Для каждого этапа эксплуатации получены следующие расчетные значения: 1) ВБР БАК $p(t_1) = 0,9830$ при предстартовой подготовке и старте БЛА; 2) ВБР БАК $p(t_1, t_2) = 0,9260$ на этапе выполнения полетного задания в течение 1 часа; 3) ВБР БАК $p(t_2, t_3) = 0,9778$ при посадке БЛА.

При этом ВБР БЛА на этапе предстартовой подготовки и пуска составляет $p_{\text{БЛА}}(t_1) = 0,9896$; при выполнении полетного задания $p_{\text{БЛА}}(t_1, t_2) = 0,9261$; при посадке $p_{\text{БЛА}}(t_2, t_3) = 0,9778$. ВБР стартовых средств составляет $p_{\text{СС}}(t_1) = 0,9933$. Наивысший показатель надежности на всех этапах эксплуатации имеет пункт управления $p_{\text{ПУ}} = 0,9999$.

Отметим, что расчетные показатели надежности средств обеспечения пуска и управления БЛА соответствуют предъявляемым требованиям. Расчетная ВБР БЛА на этапе посадки превышает требуемое значение 0,9, но на этапе выполнения полетного задания в течение 1 ч не удовлетворяет требуемому значению 0,95.

Результаты вычислительных экспериментов при различных исходных данных рассматриваемой задачи представлены в работе [44]. Полученные на основе этих результатов выводы заключаются в следующем:

1. При уменьшении времени предстартовой подготовки на 40 % (3 мин.) ВБР БЛА увеличилась на 0,006%; ВБР стартовых средств увеличилась на 0,25%. В связи с этим полная ВБР БАК увеличилась на 0,26%.

2. При увеличении времени предстартовой подготовки на 40% (7 мин.) ВБР БЛА уменьшилась на 0,13%; ВБР стартовых средств уменьшилась на 0,38%; полная ВБР БАК уменьшилась на 0,25%.

3. При увеличении времени выполнения полетного задания на 50 % (1,5 ч) ВБР БЛА уменьшилась на 3,28 %; ВБР пункта управления уменьшилась на 0,0003 %. При этом полная ВБР БАК уменьшилась на 3,28%.

4. При уменьшении времени выполнения полетного задания на 33,3% (40 мин.) ВБР БЛА увеличилась на 2,23%; ВБР пункта управления увеличилась на 0,0002%; полная ВБР БАК увеличилась на 2,23%.

5. В случае нахождения трех резервных БЛА на стартовой позиции ($N = 4$) ВБР БЛА увеличится 0,037%; ВБР стартовых средств уменьшится 1,55% за счет увеличения времени выполнения этапа предстартовой подготовки и старта БЛА. При этом полная ВБР БАК уменьшится на 1,51%.

Незначительное увеличение ВБР БЛА объясняется довольно высокой надежностью его систем при их небольшом времени функционирования.

6. При наличии резервных блоков АРМ1 и АРМ2 в пункте управления: по двум системным блокам, двум мониторам, трем клавиатурам, трем манипуляторам, трем источникам питания, ВБР пункта управления увеличится на $0,1 \cdot 10^{-7} \%$ на этапе предстартовой подготовки и старта БЛА; на $0,14 \cdot 10^{-5} \%$ при выполнении полетного задания; на $0,3 \cdot 10^{-8} \%$ при посадке БЛА. Полная вероятность БАК увеличится на $0,14 \cdot 10^{-5} \%$.

Очень малое увеличение ВБР пункта управления объясняется высокой надежностью его систем.

7. При уменьшении времени восстановления неисправности пусковой установки на 33,3% (1 ч) ВБР стартовых средств увеличится на 0,0003%, полная ВБР БАК также увеличится на 0,0003%.

8. При уменьшении времени восстановления неисправности устройства запуска двигателя на 33,3% (1 ч) ВБР стартовых средств увеличится на 0,0058 %, полная ВБР БАК увеличится на 0,0058%.

9. При уменьшении времени восстановления неисправности системы контроля на 43,3% (10 мин.) ВБР стартовых средств увеличится на 0,021%, полная ВБР БАК увеличится на 0,021%.

Для сравнения полученных результатов для БЛА «Дань-М» в табл. 5.5 приводятся данные по эксплуатационной надежности зарубежных БЛА [101].

Таблица 5.5

Тип БЛА		Эксплуатационная надежность
RQ-1A Predator	Требование	– // –
	Факт	0,74
MQ-1B Predator	Требование	0,7
	Факт	0,89
RQ-2A Pioneer	Требование	0,84
	Факт	0,8
RQ-2B Pioneer	Требование	0,84
	Факт	0,95
RQ-5 Hunter	Требование	0,74
	Факт	0,97

Таким образом, полученные результаты показывают достаточно высокий уровень расчетных показателей надежности БАК «Дань-М». При этом на основе анализа результатов расчета считаем, что надежность БЛА в процессе выполнения полетного задания должна быть увеличена до 95 % и более, соответственно надежность БАК на этом этапе увеличится до не менее 95 %. Для этого необходимо провести анализ малонадежных систем БЛА и принять решения либо по резервированию данных систем, либо по их доработке.

В работе [79] отмечается, что к перспективным задачам беспилотной авиации США (до 2010 года) относится достижение вероятности выполнения задания для всех типов БЛА – не менее 0,9 (в дальнейшей перспективе – не менее 0,95) на 100 тысяч часов налета.

В качестве основных причин аварий ИнБЛА в работе [101] выделяются следующие факторы:

- 1) отказы силовой установки;
- 2) отказы системы управления;
- 3) отказы системы связи;
- 4) человеческий фактор;
- 5) отказы по разным причинам.

5.3. Многокритериальная оценка эффективности существующих ИнБАК

Многокритериальная сравнительная оценка существующих ИнБАК, представленных в таблице П1.10 [8, 12], выполнялась с использованием методики, приведенной в разделе 2.5. При построении прогнозных значений показателей эффективности ИнБАК применялась линейная регрессия с использованием метода наименьших квадратов [86].

В связи с отсутствием данных по ИнБАК в целом из состава ИнБАК для проведения оценки был выделен его системообразующий элемент – ИнБЛА. При этом рассматриваемые образцы ИнБЛА с взлетной массой от 300 до 600 кг относятся к среднему классу в соответствии с классификацией ИнБЛА (см. рис. 1.3). Зарубежные ИнБЛА в этом диапазоне масс в доступной литературе [8, 12] представлены семью образцами $N = 7$. В первом столбце таблицы П1.10 представлены значения разрабатываемого отечественного ИнБЛА X.

Ориентировочная стоимость ИнБЛА определялась с использованием метода удельных показателей по формуле (2.13) без учета влияния функциональных возможностей и технического совершенства систем ИнБЛА. Значения удельной стоимости массы платформы и целевой нагрузки ИнБЛА составляют соответственно 3 300 и 17 600 долларов за один кг [12].

В качестве показателей эффективности ИнБАК в соответствии с имеющимися данными по ИнБЛА рассматриваются следующие показатели эффективности:

- 1) показатель назначения – весовая отдача ИнБЛА (отношение массы целевой нагрузки к взлетной массе БЛА);
- 2) тактические показатели – продолжительность и скорость полета ИнБЛА;
- 3) технологический показатель – масса платформы ИнБЛА (взлетная масса ИнБЛА, не включающая массу целевой нагрузки и массу топлива);
- 4) экономический показатель – стоимость ИнБЛА.

Результаты двухкритериальной оценки ИнБЛА при максимизации весовой отдачи и минимизации его стоимости, приведенные на рис. 5.3, 5.4, показывают, что эффективными (Парето-оптимальными) образцами являются разрабатываемый ИнБЛА X, ИнБЛА Hermes 450, Searcher II, Sperwer LE. Образцом-«лидером» является ИнБЛА Searcher II. При этом по сравнению с образцом-«лидером» разрабатываемый БЛА X имеет лучшее значение стоимости, но уступает по показателю весовой отдачи на 0,03. Из сравнения ИнБЛА X с «идеальным» образцом следует, что его необходимо доработать в части увеличения весовой отдачи на 0,13 и уменьшения его стоимости на 905 тыс. Должно отметить, что значения показателей эффективности «идеального» образца должны рассматриваться как перспективные.

Из оценки ИнБЛА при максимизации весовой отдачи и продолжительности полета, минимизации стоимости ИнБЛА следует, что к эффективным образцам относятся (см. Приложение 1 рис. П1.4): ИнБЛА X, Gnat 750, Hermes 450, Searcher II, Sperwer LE, Xian ASN-207. Образцом-«лидером» является ИнБЛА Gnat 750.

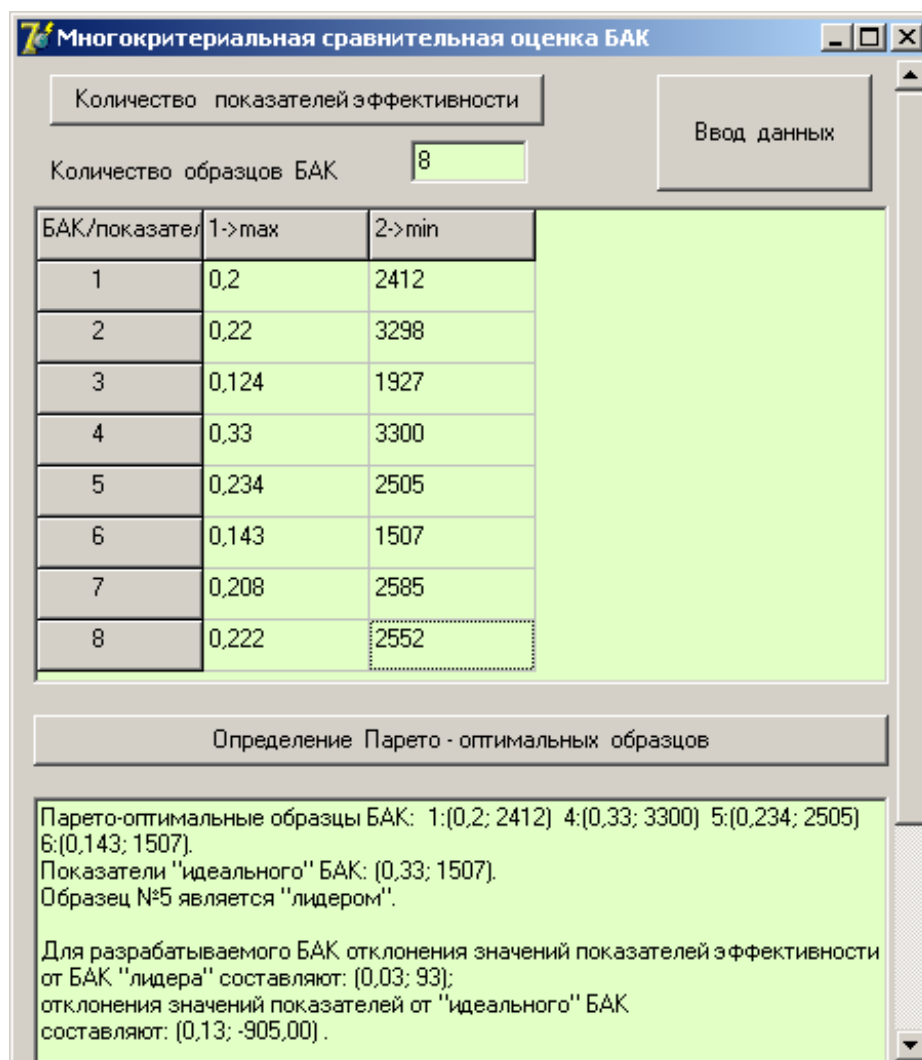


Рис. 5.3

Результаты оценки при максимизации скорости и весовой отдачи ИнБЛА, минимизации массы платформы и стоимости ИнБЛА представлены в Приложении 1 на рис. П1.5, из которого видно, что в множество эффективных образцов входят: ИнБЛА X, Gnat 750, Hermes 450, Searcher II, Sperwer LE, Surveyour-2500. Образцом-«лидером» в данном случае является ИнБЛА Surveyour-2500. Сравнение с ним показывает, что ИнБЛА X уступает по весовой отдаче на 0,02, по массе платформы – на 11 кг, по максимальной скорости полета – на 60 км/ч, но превосходит по стоимости на 140 тыс. долл.

Результаты прогнозирования значений рассматриваемых показателей эффективности для ИнБЛА среднего класса (см. табл. П1.10) на 2008 год приведены на рис. П1.6-П1.10. Из этих результатов следует, что весовая отдача будет 0,22; продолжительность полета ИнБЛА – 12 ч; скорость полета – 228,5 км/ч; масса платформы ИнБЛА – 204 кг; стоимость ИнБЛА составит 2 300 тыс. долл.

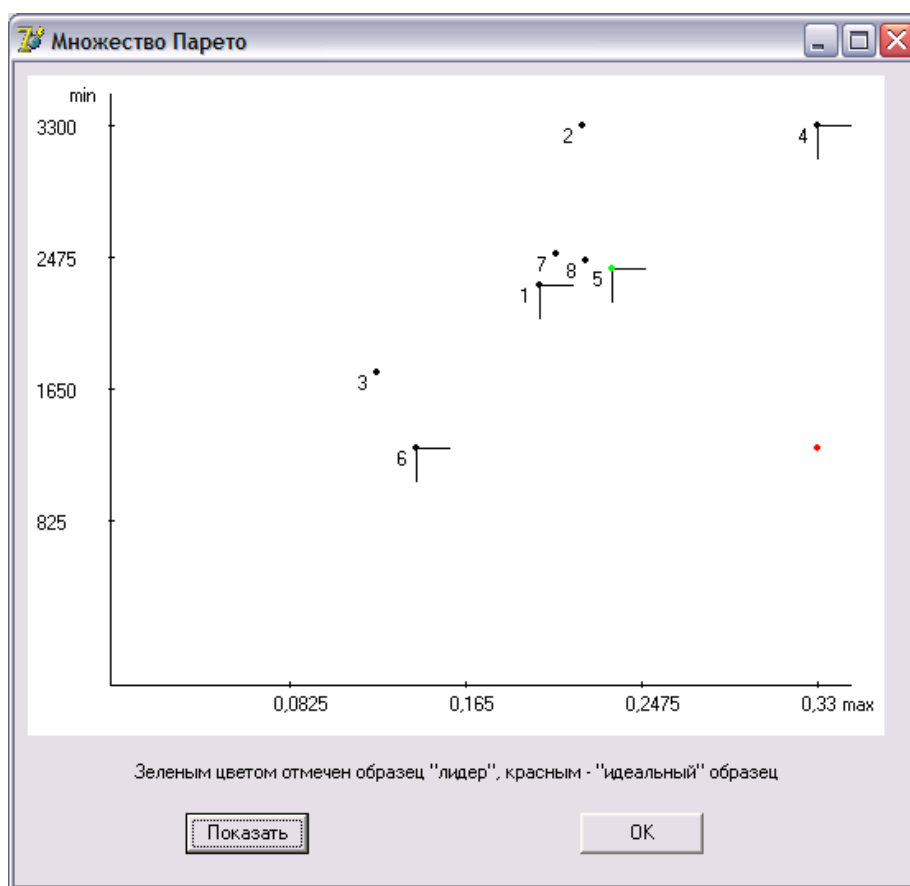


Рис. 5.4

Анализируя эти тенденции развития, имеем, что для соответствия ИнБЛА X перспективным требованиям необходимо увеличить его весовую отдачу на 0,02, уменьшить стоимость на 111,5 тыс. долл., увеличить продолжительность полета на 2 ч и уменьшить массу платформы на 47 кг. При этом по скорости полета ИнБЛА X превосходит прогнозируемое значение на 71,5 км/ч.

Таким образом, в соответствии с результатами предварительного многокритериального сравнительного анализа эффективности, разрабатываемый ИнБЛА X относится к множеству эффективных образцов. При этом данный ИнБЛА имеет хороший показатель скорости полета, но требуется его доработка в части увеличения весовой отдачи и продолжительности полета, а также уменьшения его стоимости и массы платформы.

5.4. Результаты решения основных задач аналитического проектирования ИнБАК

В данном разделе приводятся примеры реализации моделей, представленных в главе III.

Задача оптимального выбора состава целевого оборудования ИнБЛА. Проиллюстрируем решение задач оптимизации состава целевого оборудования ИнБЛА для исходных данных, представленных в табл. П1.13-П1.16 [8, 116]. Отметим, что значения вероятностей выявления объектов рассматриваемых образцов целевого оборудования определялись экспертным путем, на основе краткого описания этих образцов. При этом считается, что ИнБЛА, на котором предполагается установить выбираемое целевое оборудование, будет решать целевую задачу со скоростью полета 200-250 км/ч на высоте полета 1 км при стандартных атмосферных условиях.

В рассматриваемом случае имеется четыре вида целевого оборудования ($K = 4$), которые могут быть установлены на борт ИнБЛА в соответствии с приоритетом, установленным для каждого вида. К рассматриваемым видам целевого оборудования относятся:

- 1) оптико-электронные системы (ОЭС), совмещающие датчики видимого и инфракрасного диапазона (ТВИК);
- 2) ОЭС видимого диапазона (ТВ);
- 3) ОЭС инфракрасного диапазона (ИК);
- 4) радиолокационные системы бокового обзора (РЛС). Общее количество целевого оборудования составляет 31 образец.

Ориентировочная стоимость оборудования определяется в соответствии с подходом, использующим удельные показатели, приведенном в разделе 2.3. В качестве значения удельной стоимости массы целевого оборудования принимается 17 600 долларов за килограмм [12].

При этом считают заданными следующие значения: $M_{б.а} = 90$ кг, $C_{б.а} = 1,5$ млн долл., $U_{б.а} = 140$ дм³, $W_{б.с.э} = 500$ Вт.

В результате решения этой задачи эвристическим алгоритмом [28] при установлении следующих приоритетов для видов целевого оборудования ТВИК-1, ТВ-4, ИК-3, РЛС-2 получен оптимальный вектор состава целевого оборудо-

вания $y^{\text{опт.}} = (y_1^{\text{опт.}}, y_2^{\text{опт.}}, y_3^{\text{опт.}}, y_4^{\text{опт.}})$, у которого номера компонентов соответствуют установленным приоритетам. Здесь $y_1^{\text{опт.}} = (0,0,0,1,0,0,0,0,0)$, $y_2^{\text{опт.}} = (0,0,0,0,0,0,0,0)$, $y_3^{\text{опт.}} = (0,0,1,0,0,0,0,0)$, $y_4^{\text{опт.}} = (0,0,0,0,1,0)$. При этом вероятность выявления объектов оптимальным составом целевого оборудования, вычисленная по формуле (3.18), составляет $P_{\text{ВЫЯВ}}^{\text{max}} = 0,9901$. Суммарная стоимость выбранного состава оборудования – 1 082 400 долл.; суммарная масса – 61,5 кг; суммарный объем – 125 дм³; суммарное энергопотребление – 400 Вт.

Анализ состава вектора $y^{\text{опт.}}$ показывает, что в состав целевого оборудования должны быть включены: четвертый образец ОЭС ТВИК, третий образец ОЭС ИК, пятый образец ОЭС ТВ.

При назначении следующих приоритетов: ТВИК-2, ТВ-4, ИК-3, РЛС-1 – получено, что в состав целевого оборудования возможно включить только шестой образец РЛС. В этом случае вероятность выявления объектов составит 0,8. Это связано с большим энергопотреблением РЛС. Для его реализации необходимо либо увеличить возможности бортовой сети электроснабжения ИнБЛА, либо изменить приоритеты видов оборудования, что может отразиться на эффективности решения ИнБАК целевой задачи.

При установлении приоритетов ТВИК-4, ТВ-2, ИК-1, РЛС-3 оптимальный состав целевого оборудования включает седьмой образец ОЭС ИК, шестой образец ОЭС ТВ, первый образец РЛС. При этом $P_{\text{ВЫЯВ}}^{\text{max}} = 0,9916$, суммарная стоимость выбранного состава оборудования – 901 120 долл.; суммарная масса – 51,2 кг; суммарный объем – 139,4 дм³; суммарное энергопотребление – 450 Вт.

Если в качестве критерия рассмотреть минимизацию массы состава оборудования, то для различных приоритетов: 1) ТВИК-1, ТВ-4, ИК-3, РЛС-2; 2) ТВИК-2, ТВ-4, ИК-3, РЛС-1; 3) ТВИК-4, ТВ-2, ИК-1, РЛС-3; 4) ТВИК-3, ТВ-2, ИК-1, РЛС-4 было получено одно и то же решение. Оптимальный состав целевого оборудования при минимизации массы образцов включает в себя седьмой образец ОЭС ТВИК, четвертый образец ОЭС ИК, второй образец ОЭС ТВ, первый образец РЛС. При этом $P_{\text{ВЫЯВ}}^{\text{max}} = 0,9925$, суммарная стоимость выбранного состава оборудования – 404 800 долл.; суммарная масса – 23 кг; суммарный объем – 80,2 дм³; суммарное энергопотребление – 252 Вт.

При решении двухкритериальной задачи (3.21)-(3.25) использовался тот же состав исходных данных (см. табл. П1.13-П1.16) при следующих приоритетах видов оборудования: ТВИК-1, ТВ-4, ИК-3, РЛС-2. Парето-оптимальный подход (см. раздел 2.5) применялся для дискретного множества допустимых решений в табл. П1.17 и на рис. П1.11, сформированного методом полного перебора. Парето-оптимальные (эффективные) варианты комплексов целевого оборудования

в пространстве критериев $P_{\text{выяв}}$ и M приведены в табл. 5.6, из которых в дальнейшем проектант должен выбирать наиболее предпочтительный вариант. Полученные Парето-оптимальные варианты комплексов целевого оборудования обеспечивают вероятность выявления объектов, принадлежащую интервалу $[0,9925; 0,9987]$. При этом масса комплекса целевого оборудования принимает значения из диапазона от 23 до 51 кг.

Таблица 5.6

Но- мер вари- анта	Номер оптимального образца целевого оборудования				$P_{\text{выяв}}$	m, кг	с, долл.	u, дм ³	w, Вт
	ТВИ К	РЛ С	ИК	ТВ					
1	1	1	3	6	0,9987	51	897 600	127,9	405
2	7	1	3	6	0,9982	44	774 400	120,5	440
3	1	1	3	4	0,9977	41,3	726 880	118,55	245
4	1	1	3	3	0,9973	37	650 400	112,6	230
5	1	1	3	5	0,9972	33,5	589 660	94,4	235
6	1	1	3	2	0,9968	33,4	587 840	91,4	275
7	7	1	3	3	0,9964	30	527 200	105,2	265
8	7	1	3	5	0,9962	26,5	466 400	87	270
9	7	1	3	2	0,9957	26,4	464 640	84	310
10	7	1	4	5	0,9935	23,1	406 560	83,2	212
11	7	1	4	2	0,9925	23	404 800	80,2	252

Отметим, что вариант решения № 11 из табл. 5.6 совпадает с решением однокритериальной задачи при минимизации массы оборудования.

Двухкритериальная задача (3.21)-(3.25) также решалась методом линейной свертки критериев. При этом множество Парето-оптимальных решений содержало только два варианта комплексов целевого оборудования (№ 1, 11 в табл. 5.6). Это говорит о том, что метод линейной свертки, основанный на применении теоремы С. Карлина, некорректно применять для решения данной дискретной задачи.

Из сопоставления вероятностей выявления объектов конкретными образцами оборудования, приведенных в табл. П1.13-П1.16, и вероятностей выявления объектов комплексом оборудования следует, что предлагаемый подход позволяет путем комплексирования целевого оборудования резко повысить вероятность выявления объектов.

Определение управляющих воздействий при полете ИнБЛА по заданной траектории в вертикальной плоскости. В данном разделе рассматриваются результаты применения модели (3.42), (3.37)-(3.40) для определения

управляющих воздействий при движении ИнБЛА по траектории вида (3.27) при типовых профилях полета ИнБЛА (см. рис. 3.1-3.3) в вертикальной плоскости.

Для решения уравнения (3.42.1) используется специальный алгоритм, приведенный в разделе 3.3. Также может быть использована процедура решения системы нелинейных параметрических уравнений, приведенная в разделе 3.4 для решения системы (3.42).

По вычисленным по формуле (3.42.1) значениям угла атаки значения тяги двигателя определялись по формуле вида:

$$P = \frac{0,5C_x(\alpha, V)\rho(y)V_{зад}^2(t)S + m(g \frac{f'(x(t))}{\sqrt{1+[f'(x(t))]^2}} + \dot{V}_{зад}(t))}{\cos(\alpha + \varphi_{дв})}.$$

При проведении вычислительных экспериментов были использованы данные по БЛА «Дань», приведенные в таблице П1.18 [115], а также реальные данные по режимам полета из программы его полета.

Определение управляющих воздействий при горизонтальной траектории движения БЛА с использованием линейного закона изменения скорости ($V_{зад}(t) = V_{зад}(t_0) + [(V_{зад}(t_k) - V_{зад}(t_0)) / \Delta t]t$) выполнялось при следующих исходных данных:

$V_{зад}(t_0)$, м/с	$V_{зад}(t_k)$, м/с	$H(t_0)$, м	$H(t_k)$, м	$[t_0, t_k]$, сек	$[x_0, y_0]$, м
112,7	125	3 500	3 500	[0, 12]	[0, 3500]

В данном случае траектория (3.27) имеет вид $y = 3500$, закон изменения скорости БЛА – $V_{зад}(t) = 112,7 + 1,025t$. Система уравнений (3.37)-(3.40) примет вид:

$$\dot{x} = 112,7 + 1,025t, \quad \dot{y} = 0, \quad x(0) = 0, \quad y(0) = 3500. \quad (5.6)$$

Интегрируя эту систему дифференциальных уравнений, получаем следующие функции:

$$x(t) = 112,7t + 0,5125t^2, \quad y(t) = 3500, \quad t \in [0, 12]. \quad (5.7)$$

Результаты вычислительного эксперимента представлены в табл. 5.7, характер изменения полученных управляющих воздействий показан на рис. 5.5 и 5.6. Отметим, что полученные управляющие воздействия в каждый момент времени удовлетворяют наложенным ограничениям и характер их изменения соответствует реальным данным.

Для проверки полученных результатов было произведено интегрирование методом Рунге-Кутты (точность интегрирования – 10^{-8}) системы уравнений (3.28)-(3.31) с использованием полученных законов изменения угла атаки $\alpha(t)$ и тяги силовой установки $P(t)$. Полученные результаты представлены в табл. П1.19.

В результате анализа результатов имитации полета БЛА получено, что максимальное относительное отклонение от исходной траектории БЛА, достигаемое в конечной точке траектории, составляет 0,022 % по $x(t)$ и 0,004 % по

у(t). Данные незначительные отклонения связаны с погрешностями применяемых вычислительных методов.

Таблица 5.7

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{исх.}(t)$, М	$y_{исх.}(t)$, М	$V_{зад}(t)$, м/с	$\theta(t)$, град.
0	7,576475	499,4268	0	3 500	112,7	0
1	7,439676	501,871	113,2125	3 500	113,725	0
2	7,305067	504,3689	227,45	3 500	114,75	0
3	7,173926	506,8956	342,7125	3 500	115,775	0
4	7,046137	509,4509	459	3 500	116,8	0
5	6,921586	512,0345	576,3125	3 500	117,825	0
6	6,800166	514,6462	694,65	3 500	118,85	0
7	6,681772	517,2858	814,0125	3 500	119,875	0
8	6,566306	519,953	934,4	3 500	120,9	0
9	6,453672	522,6476	1055,813	3 500	121,925	0
10	6,34378	525,3695	1178,25	3 500	122,95	0
11	6,23654	528,1185	1301,713	3 500	123,975	0
12	6,131869	530,8944	1426,2	3 500	125	0

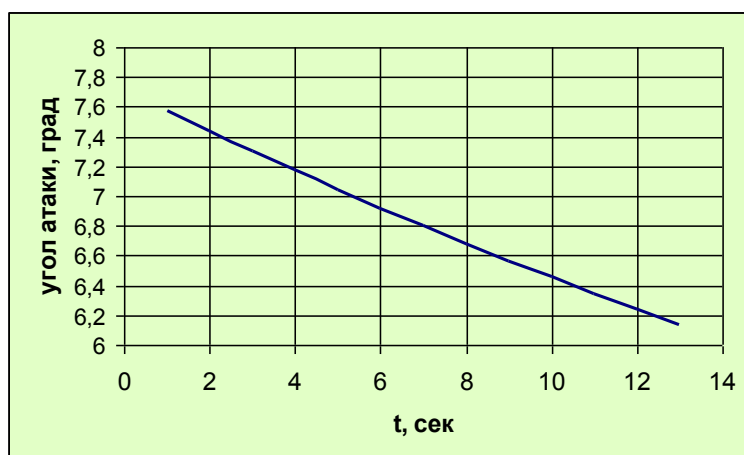


Рис. 5.5. Изменение угла атаки БЛА

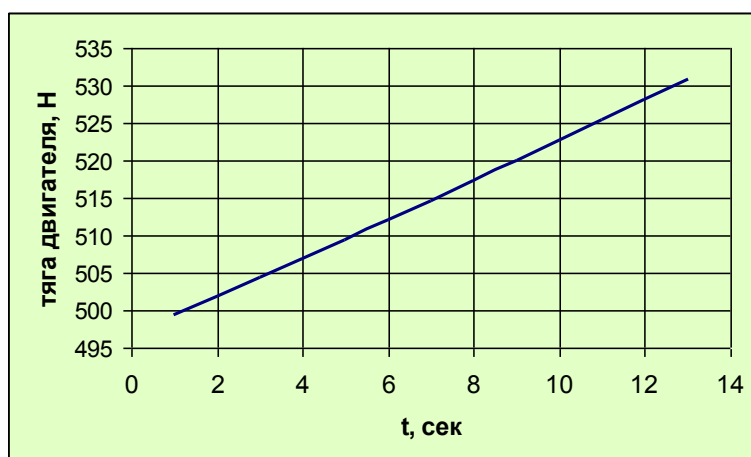


Рис. 5.6. Изменение тяги двигателя БЛА

Было проведено определение управляющих воздействий при горизонтальной траектории движения БЛА при следующих исходных данных:

$V_{\text{зад}}(t_0)$, м/с	$V_{\text{зад}}(t_k)$, м/с	$H(t_0)$, м	$H(t_k)$, м	$[t_0, t_k]$, сек.	$[x_0, y_0]$, м
125	125	3500	3500	[0, 500]	[0, 3500]

Исходная траектория движения (3.27) имеет вид $y = 3500$. Закон изменения скорости БЛА – $V_{\text{зад}}(t) = 125$ м/с.

Полученные результаты представлены в табл. П1.20 и П1.21. На рис. 5.7 показано отклонение исходной траектории от планируемой траектории. Относительное отклонение от исходной траектории БЛА, достигаемое в конечной точке траектории, составляет 0,002 % по $x(t)$ и 0,016 % по $y(t)$.

Определение управляющих воздействий при наборе БЛА высоты по прямой траектории проводилось при следующих исходных данных из программы полета БЛА «Дань»:

$V_{\text{зад}}(t_0)$, м/с	$V_{\text{зад}}(t_k)$, м/с	$H(t_0)$, м	$H(t_k)$, м	$[t_0, t_k]$, сек	θ , град.	$[x_0, y_0]$, м
141,6	112,7	240	3 500	[0, 210]	7	[0, 240]

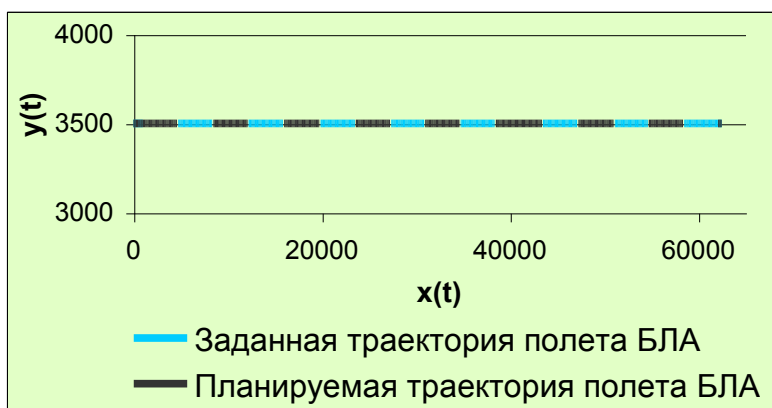


Рис. 5.7. Результаты моделирования горизонтального полета БЛА с постоянной скоростью

Траектория движения (3.27) задается уравнением вида: $y = y_0 + \text{tg}\theta(x - x_0) = 240 + 0,123x$, где θ – угол наклона траектории БЛА. Закон изменения скорости БЛА имеет вид: $V_{\text{зад}}(t) = 141,6 - 0,138t$. Отметим, что особенностью БЛА «Дань» является его старт с помощью ускорителя. В связи с этим скорость полета БЛА при наборе высоты уменьшается [115].

Система уравнений (3.37)-(3.40) в данном случае конкретизируется как:

$$\dot{x} = \frac{141,6 - 0,138t}{1,01}, \quad \dot{y} = \frac{17,42 - 0,017t}{1,01}, \quad x(0) = 0, \quad y(0) = 240. \quad (5.8)$$

Интегрируя систему дифференциальных уравнений (5.8), получаем:

$$x(t) = \frac{141,6t - 0,069t^2}{1,01}, \quad y(t) = 240 + \frac{17,42t - 0,008t^2}{1,01}, \quad t \in [0, 210]. \quad (5.9)$$

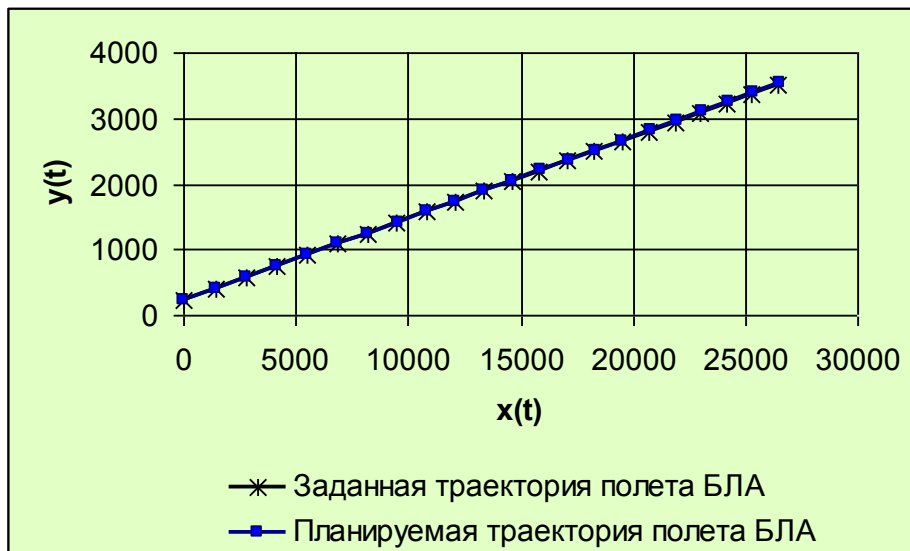


Рис. 5.8. Результаты моделирования набора высоты БЛА

Полученные управляющие воздействия $\alpha(t)$ и $P(t)$ в каждый момент времени удовлетворяют наложенным ограничениям и приведены в табл. П1.22, на рис. П1.12 и П1.13. Результаты интегрирования системы уравнений (3.28)-(3.31) при полученных управляющих воздействиях представлены в таблице П1.23. Отклонение исходной траектории от планируемой траектории показано на рис. 5.8. При воспроизведении набора высоты отклонения, достигаемые в конечных точках, по $x(t)$ – 0,33 % , по $y(t)$ – 0,96 % .

Определение управляющих воздействий при наборе БЛА высоты по нелинейной траектории осуществлялось при следующих исходных данных из программы полета БЛА «Дань»:

$V_{\text{зад}}(t_0)$, м/с	$V_{\text{зад}}(t_k)$, м/с	$H(t_0)$, м	$H(t_k)$, м	$[t_0, t_k]$, сек.	Θ_0 , град.	L , м	$[x_0, y_0]$, м
141,6	112,7	240	3 500	[0, 170]	5,8	24 000	[0, 240]

Отметим, что здесь также выбран режим набора высоты БЛА «Дань» после сброса им стартового двигателя (с пятой секунды после старта БЛА) [115].

Получена следующая конкретизация траектории набора высоты (3.27) при заданных исходных данных:

$$y = -2,952 \cdot 10^{-10} x^3 + 8,511 \cdot 10^{-6} x^2 + 0,102x + 240 .$$

Для закона изменения скорости БЛА: $V_{\text{зад}}(t) = 141,6 - 0,17t$ получены управляющие воздействия, представленные в таблице П1.24 и на рис. П1.14, П1.15. Из их анализа следует, что они соответствуют допустимым данным на рассматриваемом режиме полета БЛА «Дань». На рис. П1.16 представлен характер изменения угла наклона траектории, также соответствующий реальным данным [115]. В табл. П1.24 значения $x_{\text{исх.}}(t)$ и $y_{\text{исх.}}(t)$ получены в результате интегрирования уравнений (3.37) и (3.39) при начальных условиях (3.38) и

(3.40) методом Эйлера с точностью 0,0001. Результаты интегрирования с помощью пакета Mathcad системы уравнений (3.28)-(3.31) методом Рунге-Кутты при полученных управляющих воздействиях представлены в таблице П1.25.

Графическая иллюстрация имитации планируемой траектории приведена на рис. 5.9. Полученное отклонение $y(t)$ в конечной точке траектории от заданного значения составляет 1,12 %, отклонение скорости полета в конечной точке от требуемого значения – 3,5 %. Данные отклонения, на наш взгляд, связаны с погрешностями используемых численных методов интегрирования.

Необходимо отметить, что заданный интервал времени набора высоты $[t_0, t_k] = [0, 170 \text{ с.}]$ по полученной оптимальной нелинейной траектории меньше задаваемого в программе полета БЛА «Дань» интервала на 40 с. Данный интервал времени получен из анализа результатов моделирования набора высоты по этой траектории за время 210 с., которые показывают невозможность (нецелесообразность) воспроизведения этой траектории в течение 210 с. в связи с получением недопустимых значений потребной тяги двигателя на последнем участке данного интервала времени. Более того, происходит уменьшение высоты полета, начиная со 190 с. Результаты моделирования набора высоты за 210 с. приведены на рис. П1.17-П1.19.

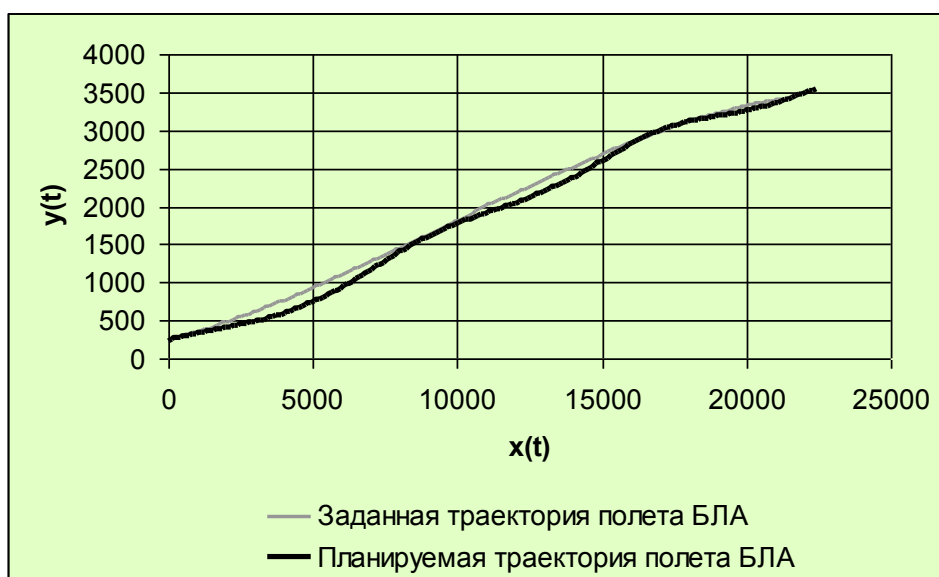


Рис. 5.9. Результаты моделирования набора высоты БЛА по нелинейной траектории

Таким образом, предложенный подход к выполнению набора высоты по нелинейной траектории вида (3.61) позволяет по сравнению с полетом по линейной траектории при том же законе изменения скорости за меньшее время полета (за 170 с. вместо 210 с., заданных в программе полета БЛА «Дань»), при меньшем угле старта (5,8 град. вместо 7 град.), без переключений программы полета БЛА (вместо двух переключений) достичь заданной высоты полета с гладким переходом к траектории горизонтального полета.

Отметим также, что результаты вычислительных экспериментов показали влияние значения x_0 на определение $P(t)$ и на изменение высоты полета. Тяга двигателя и высота полета БЛА тем более ведут себя неадекватно (тяга выходит за допустимую нижнюю границу, высота полета начинает уменьшаться), чем больше нуля значение x_0 . Это связано со смещением траектории набора высоты вправо по параболе третьей степени и соответствует действительности.

В работе [2] рассматриваются также другие режимы полета БЛА: снижение высоты, кабрирование по нелинейной траектории и полет по траектории «змейка».

В качестве рекомендаций при неадекватном поведении управляющих воздействий следует рассматривать необходимость корректировки закона изменения скорости полета и задаваемого интервала полета БЛА.

В случае если требуемые значения управляющих воздействий не соответствуют допустимым, то необходимо либо принимать решение о доработке планера (его аэродинамических характеристик), либо о совершенствовании двигателя БЛА (его мощности и высотности).

Исходя из возможностей ИнБЛА воспроизводить траектории полета при решении целевых задач, можно также определить и обосновать требования к параметрам целевого оборудования, например, к ширине его полосы обзора для осуществления сплошного контроля или к углу поворота его платформы.

Определение управляющих воздействий при полете ИнБЛА по заданной траектории в горизонтальной плоскости. В данном разделе рассматриваются результаты применения модели (3.83), (3.76)-(3.79) для определения управляющих воздействий при движении БЛА по траектории вида (3.71) при типовых режимах полета ИнБЛА (см. рис. 3.1-3.3) в горизонтальной плоскости.

При проведении вычислительных экспериментов были использованы данные по БЛА «Дань», приведенные в таблице П1.18 [115].

Определение управляющих воздействий при движении БЛА по траектории «разворот правый» осуществлялось при следующих исходных данных:

$V_{зад}(t_0)$, м/с	$V_{зад}(t_k)$, м/с	Радиус разворота R , м	$[t_0, t_k]$, сек.	(x_0, z_0) , м
183,3	183,3	2 890	[0, 40]	[0, 0]

В данном случае траектория (3.71) имеет вид $z = F(x) = R + \sqrt{R^2 - x^2}$. Закон изменения скорости БЛА принят в форме $V_{зад}(t) = 183,3$ м/с. Таким образом, разворот должен выполняться по дуге окружности с радиусом $R = 2\,890$ м.

При решении системы трансцендентных уравнений (3.83) с точностью $\varepsilon = 10^{-7}$ использовалась процедура, предложенная в разделе 3.4. Результаты вычислительного эксперимента представлены в табл. 5.8.

Таблица 5.8

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$V_{\text{зад}}(t)$, м/с
0	2,57	636,56	49,85	183,3
4	2,57	636,56	49,85	183,3
8	2,57	636,56	49,85	183,3
12	2,57	636,56	49,85	183,3
16	2,57	636,56	49,85	183,3
20	2,57	636,56	49,85	183,3
24	2,57	636,56	49,85	183,3
28	2,57	636,56	49,85	183,3
32	2,57	636,56	49,85	183,3
36	2,57	636,56	49,85	183,3
40	2,57	636,56	49,85	183,3

Отметим, что полученные управляющие воздействия $\alpha(t)$, P(t) и $\gamma(t)$ в каждый момент времени удовлетворяют наложенным ограничениям и характер их изменения соответствует реальным данным.

Для проверки правильности полученных результатов было произведено интегрирование методом Рунге-Кутты с использованием пакета MathCad системы уравнений (3.66)-(3.70) с использованием полученных законов управления $\alpha(t)$, P(t) и $\gamma(t)$. Результаты имитации полета представлены в табл. П1.26. Графическая иллюстрация траектории полета ИнБЛА приведена на рис. 5.10.

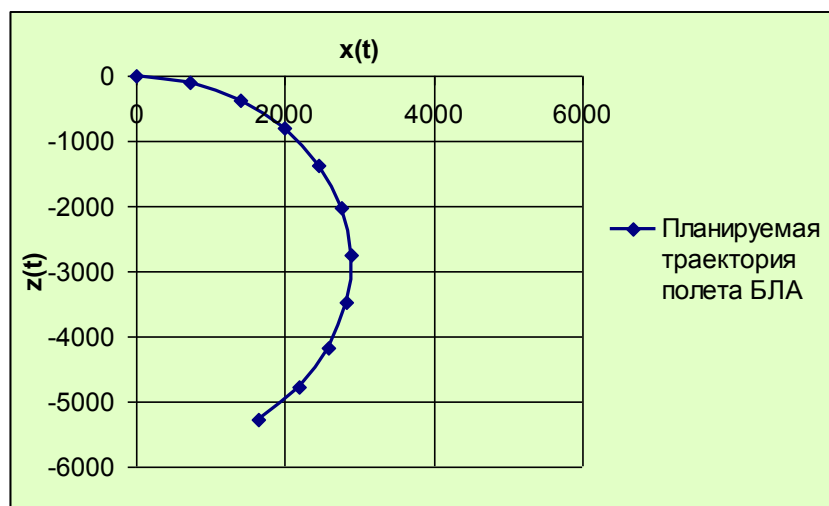


Рис. 5.10. Результаты моделирования правого разворота БЛА в горизонтальной плоскости при постоянной скорости

Определение управляющих воздействий при движении БЛА по траектории «разворот левый» проводилось при следующих исходных данных:

$V_{\text{зад}}(t_0)$, м/с	$V_{\text{зад}}(t_k)$, м/с	Радиус разворота R, м	$[t_0, t_k]$, сек.	(x_0, z_0) , м
125	183,3	2 890	[0, 100]	[0, 0]

В данном случае траектория (3.71) имеет такой же вид, а закон изменения скорости БЛА задается выражением вида: $V_{\text{зад}}(t) = 125 + 0,583t$.

Полученные управляющие воздействия $\alpha(t)$, $P(t)$ и $\gamma(t)$ в каждый момент времени приведены в таблице П1.27. При этом динамика изменения угла крена БЛА считается недопустимой.

Результаты интегрирования системы уравнений (3.66)-(3.70) при полученных управляющих воздействиях представлены в таблице П1.28. В данном случае планируемая траектория полета, приведенная на рис. 5.11, не соответствует дуге окружности.

Из результатов этого вычислительного эксперимента при вышеприведенных условиях полета следует вывод о невозможности воспроизведения рассматриваемым БЛА данной траектории при линейном законе изменения скорости. Считаем, что при развороте скорость БЛА должна оставаться постоянной, подтверждение этого приведено в следующем примере.

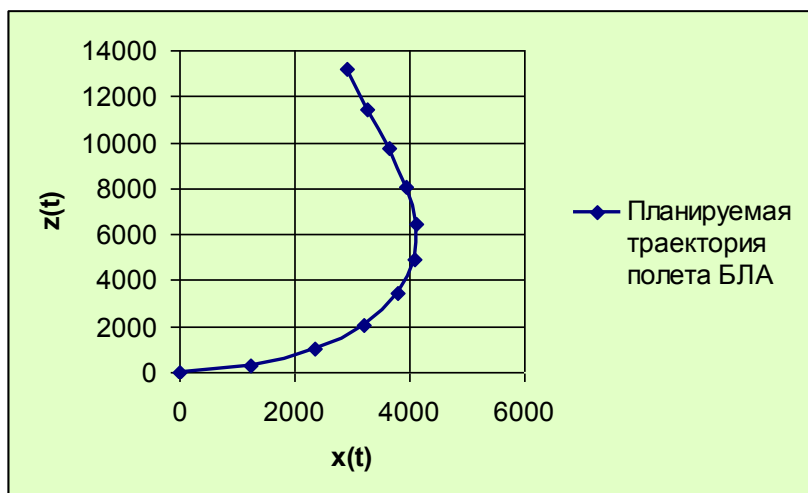


Рис. 5.11. Результаты моделирования левого разворота БЛА при линейном законе изменения скорости полета

При определении управляющих воздействий при движении БЛА по траектории «разворот левый» были использованы следующие исходные данные:

$V_{\text{зад}}(t_0)$, м/с	$V_{\text{зад}}(t_k)$, м/с	Радиус разворота R, м	$[t_0, t_k]$, сек.	$[x_0, z_0]$, м
183,3	183,3	2 890	[0, 100]	[0, 0]

В данном случае закон изменения скорости БЛА имеет вид: $V_{\text{зад}}(t) = 183,3$ м/с.

Результаты вычислительных экспериментов приведены в табл. П1.29, П1.30 и на рис. 5.12. При тех же исходных данных, но уменьшении времени полета до 50 с. полученные результаты приведены в табл. П1.31-П1.32 и на рис. 5.13.

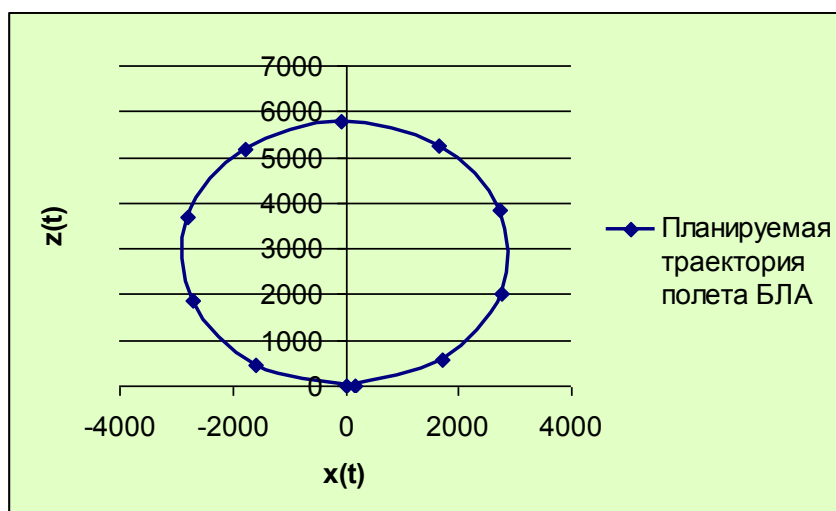


Рис. 5.12. Результаты моделирования движения БЛА при постоянной скорости полета

Полученные управляющие воздействия $\alpha(t)$, $P(t)$ и $\gamma(t)$ удовлетворяют наложенным на них ограничениям, и на основе результатов расчетов можно сделать вывод о возможности воспроизведения БЛА рассматриваемых режимов полета. При этом для выполнения левого разворота БЛА время полета на данном режиме должно составлять 50 с.

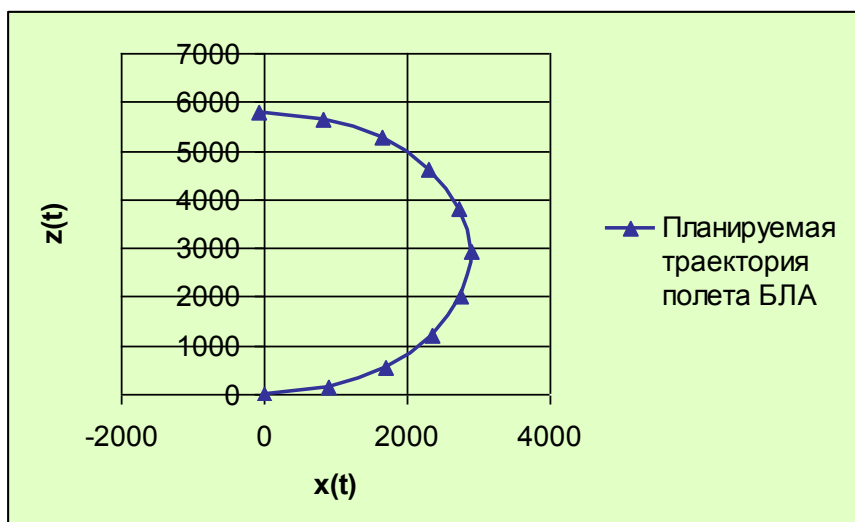


Рис. 5.13. Результаты моделирования движения БЛА при постоянной скорости полета

Расчет управляющих воздействий при движении БЛА по горизонтальной траектории выполнялся при следующих исходных данных:

$V_{зад}(t_0)$, м/с	$V_{зад}(t_k)$, м/с	$[t_0, t_k]$, с	$[x_0, z_0]$, м
125	125	$[0, 500]$	$[0, 0]$

При этом исходная траектория движения (3.71) имеет вид $z = 0$, а закон изменения скорости БЛА: $V_{зад}(t) = 125$ м/с.

Управляющие воздействия $\alpha(t)$, $P(t)$ и $\gamma(t)$ приведены в табл. П1.33. Результаты проверки возможности воспроизведения заданной траектории полета с их использованием представлены в табл. П1.34.

Определение управляющих воздействий при движении БЛА по горизонтальной траектории при следующих исходных данных:

$V_{\text{зад}}(t_0)$, м/с	$V_{\text{зад}}(t_k)$, м/с	$[t_0, t_k]$, с	$[x_0, z_0]$, м
112,7	125	[0, 12]	[0, 0]

Исходная траектория движения (3.71) имеет вид $z = 0$. Закон изменения скорости БЛА описывается выражением вида: $V_{\text{зад}}(t) = 112,7 + 1,025t$. Полученные результаты приведены в табл. П1.35 и П1.36.

При сравнении полученных результатов с результатами для данного режима в вертикальной плоскости максимальное отклонение угла атаки составляет $0,009^\circ$, отклонение тяги силовой установки – 2,26 Н.

Таким образом, приведенные результаты вычислительных экспериментов для различных условий полета БЛА показывают достоверность предложенных моделей (3.42), (3.37)-(3.40) и (3.83), (3.76)-(3.79). При этом отклонения планируемых траекторий от заданных траекторий в основном вызваны погрешностями используемых численных методов.

5.5. Результаты решения основных задач эффективного применения ИнБАК

Данный раздел посвящен результатам решения основных задач эффективного применения ИнБАК, математические модели которых приведены в четвертой главе.

Результаты моделирования функционирования ИнБАК. Будем считать, что на интервале $[a, b]$ в случайной точке находится один искомый объект, а сам интервал состоит из трех областей. При этом на областях $[a, a_1]$ и $[a_2, b]$ координата местоположения искомого объекта распределена по равномерному закону, а на $[a_1, a_2]$ координата объекта имеет нормальное распределение с известными числовыми характеристиками.

Для анализа процессов функционирования ИнБАК используется модель (4.17)-(4.19), (4.20), (4.25)-(4.26), (4.27)-(4.32), конкретизированная для данного примера следующим образом:

$$\begin{aligned} \tau \dot{P} + P &= c_p \delta_p, \\ \dot{V} &= \frac{2gP}{c_y \rho V^2 S} - \frac{g c_x}{c_y}, \quad \dot{x} = V; \\ w_1 &= h \cdot \text{ctg}(\gamma + \frac{\alpha}{2}), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
w_2 &= h \cdot \left[\operatorname{ctg}\left(\gamma - \frac{\alpha}{2}\right) - \operatorname{ctg}\left(\gamma + \frac{\alpha}{2}\right) \right]; \\
\dot{q}_1 &= \frac{-q_{\text{обн.},1} V}{a_1 - a} q_1, \\
\dot{q}_2 &= \frac{-q_{\text{обн.},2} V}{b - a_2} q_2, \\
\dot{q}_3 &= \frac{-q_{\text{обн.},3} V}{\sigma \sqrt{2\pi}} \exp\left(-\left(\frac{x + w_1 + w_2}{\sigma}\right)^2\right) q_3; \\
\dot{p}_0 &= -\sum_{i=1}^L \lambda_{0,i} p_0 + \mu_{\text{расп.},1} p_2 + \mu_{\text{ид.}} p_3; \\
\dot{p}_{1,i} &= \lambda_{0,i} p_0 - \mu_{\text{обн.},i} p_{1,i}, \quad i = \overline{1, L} \\
\dot{p}_2 &= \sum_{i=1}^L \mu_{\text{обн.},i} p_{1,i} - (\mu_{\text{расп.},1} + \mu_{\text{расп.},2}) p_2, \\
\dot{p}_3 &= \mu_{\text{расп.},2} p_2 - \mu_{\text{ид.}} p_3.
\end{aligned} \tag{5.10}$$

Считается, что аппаратура поиска и обнаружения, распознавания, идентификации и передачи информации о наземных (надводных) объектах установлена на борту ИнБЛА типа «Дань», который имеет следующие характеристики: площадь крыла $S = 1 \text{ м}^2$, коэффициент лобового сопротивления $c_x = 0,0237$, коэффициент подъемной силы $c_y = 0,097$, постоянная времени силовой установки $\tau = 7 \text{ с}$, коэффициент пропорциональности $c_p = 76,39 \text{ кгс/рад}$. Полет осуществляется на высоте $h = 1 \text{ 000 м}$, с начальной скоростью $V_0 = 100 \text{ м/с}$. Область поиска характеризуется следующими параметрами: $a = 5 \text{ 000 м}$, $b = 100 \text{ 000 м}$, $a_1 = 20 \text{ 000 м}$, $a_2 = 70 \text{ 000 м}$. Числовые характеристики нормального закона распределения координаты местоположения искомого объекта: $m = 45 \text{ 000 м}$, $\sigma = 10 \text{ м}$.

К характеристикам установленной аппаратуры относятся: угол между горизонтальной осью ИнБЛА и линией визирования поискового устройства аппаратуры $\gamma = 45^\circ$, вертикальное поле зрения поискового устройства $\alpha = 30^\circ$. Используемые значения временных и вероятностных характеристик соответственно равны: $p_{0,i} = 1/3$, $\bar{t}_{0,i} = 1 \text{ с}$, $\bar{t}_{1,i} = 150 \text{ с}$, $\bar{t}_2 = 200 \text{ с}$, $\bar{t}_3 = 350 \text{ с}$, $r_1 = 0,002$, $r_2 = 0,001$.

Регулировочная характеристика тяги двигателя БЛА определяется следующими значениями: $P = 90 \text{ кг}$ при $\delta_p = 67,5^\circ$, $P = 60 \text{ кг}$ при $\delta_p = 45^\circ$, $P = 120 \text{ кг}$ при $\delta_p = 90^\circ$. Считается, что БЛА подлетает к интервалу контроля

при положении РУД, равном $\delta_p = 67,5^\circ$. Плотность воздуха рассчитывалась как $\rho(h) = \rho_0 \left(\frac{20000 - h}{20000 + h} \right) = 1,1092 \text{ кг/м}^3$ при $\rho_0 = 1,126 \text{ кг/м}^3$.

Система (5.10) была решена методом Эйлера с шагом интегрирования, равным 0,001, при следующих начальных условиях: $P(0) = 90 \text{ кг}$, $X(0) = (a - w_1) \text{ м}$, $p_0(0) = 1$, $p_{1,i}(0) = p_2(0) = p_3(0) = 0$, $i = \overline{1, L}$, $q_1(0) = q_2(0) = q_3(0) = 1$.

Результаты интегрирования системы (5.10) представлены в табл. П1.37 и на рис. 5.14-5.16. На рис. 5.14 приведены значения вероятностей $p_0(\bar{T})$, $p_{1,1}(\bar{T})$, $p_{1,2}(\bar{T})$, $p_{1,3}(\bar{T})$, $p_2(\bar{T})$, $p_3(\bar{T})$. Изменение значений вероятностей $p_0(t)$, $p_{1,1}(t)$, $p_{1,2}(t)$, $p_{1,3}(t)$, $p_2(t)$, $p_3(t)$ в зависимости от времени, $t \in [0, \bar{T}]$ показано на рис. 5.15. На рис. 5.16 приведена зависимость вероятностей $q_j(t)$, $j = \overline{1, 3}$ от пройденного пути $x(t)$.

Из рис. 5.14 и табл. П1.37 видно, что ИнБАК тратит на поиск и обнаружение объекта в каждой области интервала 2,9 % времени; 20,8 % времени ИнБАК затрачивает на распознавание; 69,5 % времени ИнБАК идентифицирует объект и принимается дальнейшее решение.

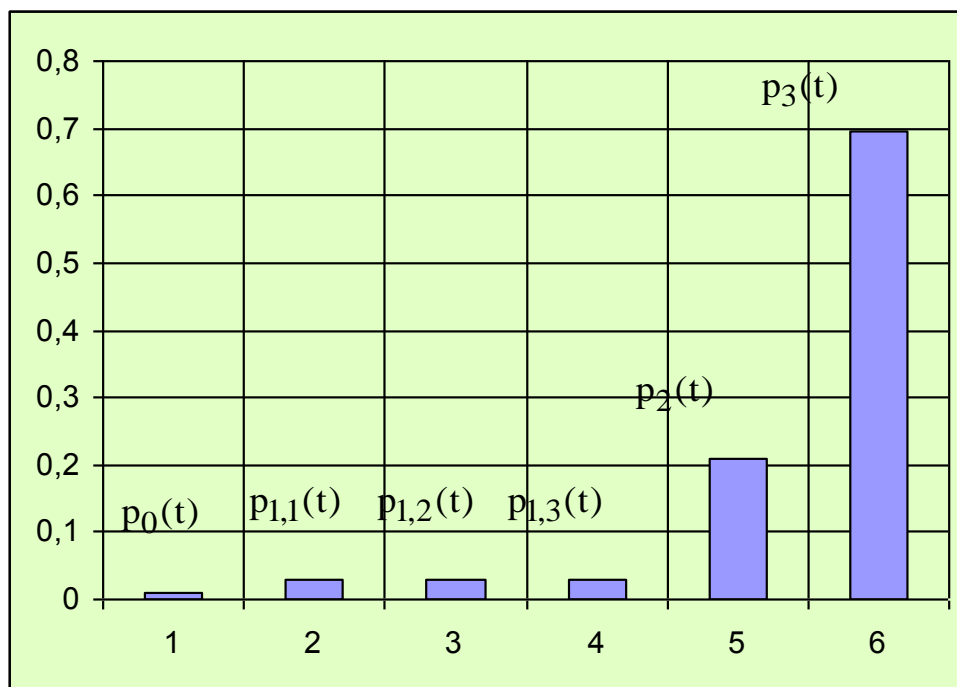


Рис. 5.14. Значения вероятностей состояний ИнБАК в момент времени $t = \bar{T}$

Из рис. 5.15 видно, что наиболее вероятный момент времени обнаружения объекта в i -й области составляет около 2 мин., наиболее вероятный момент времени распознавания объекта составляет 10 мин., наиболее вероятный момент времени идентификации объекта и принятия решения равен приблизительно 12 мин.

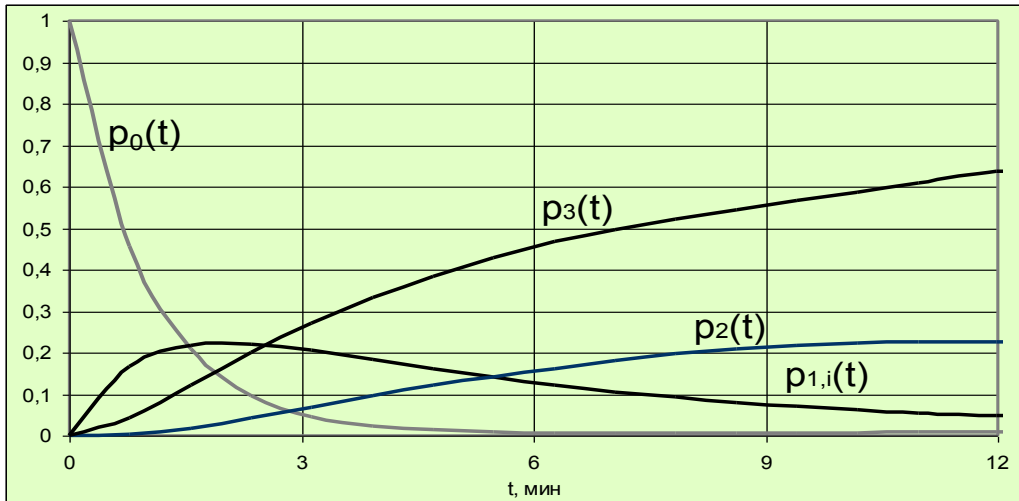


Рис. 5.15. Изменение вероятностей состояний ИнБАК

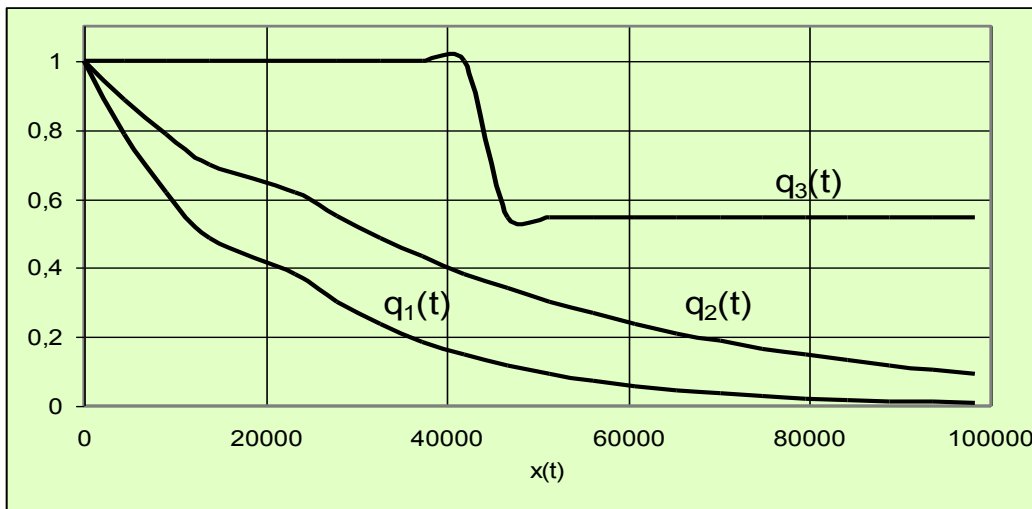


Рис. 5.16. Изменение вероятностей необнаружения объекта в зависимости от времени t

Оптимизация состава средств и времени формирования единого информационного пространства. В данном примере математическая модель (4.42), (4.37-4.41) задачи оптимального выбора состава ИнБЛА и наземных средств контроля и времени их функционирования конкретизируется при исходных данных в табл. П1.38 следующим образом:

$$M = \sum_{j=1}^5 0,8[(1 - \exp(-0,883 t_{н,j} x_j)) + (1 - \exp(-0,127 t_{в,j} y_j)) - (1 - \exp(-0,883 t_{н,j} x_j))(1 - \exp(-0,127 t_{в,j} y_j))] \rightarrow \max; \quad (5.11)$$

$$x_j + y_j \geq 1, \quad j = \overline{(1,5)}, \quad \sum_{j=1}^5 y_j \leq 5, \quad \sum_{j=1}^5 x_j \leq 4; \quad (5.12)$$

$$\sum_{j=1}^5 t_{в,j} \leq 24, \sum_{j=1}^5 t_{н,j} \leq 24, t_{в,j} \leq 4, t_{н,j} \leq 5, j = \overline{(1,5)}. \quad (5.13)$$

В результате проведенных вычислительных экспериментов получено, что оптимальный состав средств контроля региона площадью $S = 8\,000 \text{ км}^2$ при выполнении всех наложенных ограничений составляет 5 ИнБЛА и 2 наземных средства контроля; необходимое время контроля данного региона для ИнБЛА составляет 14,1 ч, для наземных средств – 5,5 ч. При этом максимальное значение математического ожидания числа обнаруженных объектов составляет $M_{\max} = 2,236$. Распределение средств по зонам контроля приведено в Приложении 1 в табл. П1.39.

При уменьшении общего времени контроля региона и количества зон контроля до значений $T = 12 \text{ ч}$ и $n = 4$ оптимальный состав средств контроля региона площадью $S = 8\,000 \text{ км}^2$ составляет 4 ИнБЛА и 0 наземных средств. Необходимое суммарное время контроля для ИнБЛА равно 11 ч. Максимальное значение целевой функции составляет $M_{\max} = 0,776$. В каждую зону должно быть направлено по одному ИнБЛА для ее контроля в течение 2,7 ч. При этом можно сделать вывод о том, что выделенные временные ресурсы являются недостаточными для обеспечения эффективного контроля региона.

Для непрерывного и сплошного контроля региона площадью $S = 4\,000 \text{ км}^2$ необходимо 3 ИнБЛА, которые должны суммарно осуществлять контроль в течение 8,5 ч, и 2 наземных средства с общим временем контроля 5,8 ч. Максимальное значение целевой функции в данном случае составляет $M_{\max} = 1,87$. Распределение средств по зонам контроля приведено в табл. П1.40.

В случае если максимальное значение математического ожидания числа обнаруженных объектов составляет менее 1, то необходимо уточнять такие параметры, как время функционирования средств контроля и их поисковые производительности.

Таким образом, полученные результаты вычислительных экспериментов при решении рассмотренных задач показали адекватность предлагаемых в диссертации моделей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках данной работы получены следующие основные результаты:

1. Сформулированы основные понятия прикладной теории современных БАК, к которым относятся:

- 1) предмет и задачи теории;
- 2) систематизированные современные и перспективные задачи беспилотной авиации;
- 3) определения понятий современных БЛА и БАК;
- 4) классификации БЛА и БАК, учитывающие современные и перспективные задачи беспилотной авиации в военной сфере;
- 5) типовые структуры БАК и БЛА;
- 6) основные принципы создания и применения ИнБАК;
- 7) типовой алгоритм функционирования ИнБАК.

2. Сформированы проектные процедуры внешнего проектирования применительно к ИнБАК. В рамках аванпроекта предлагается широко использовать задачи аналитического проектирования, обеспечивающие в наибольшей степени определение оптимальных проектных параметров ИнБАК, и в состав общепринятых задач аванпроекта предлагается включить новые задачи, обеспечивающие комплексное проектирование ИнБАК.

Определены не решенные в достаточной для практике мере задачи аванпроекта, для их решения в данной работе предложены соответствующие модели и методы.

3. Разработана методика структурного синтеза альтернативных вариантов ИнБАК, имеющая практическую значимость в связи с указанием показателей эффективности для выбора систем и оборудования составных частей ИнБАК.

4. Для оценки и обоснования проектных параметров ИнБАК предлагается применять эмпирические зависимости, построенные на основе использования статистических данных по ранее разработанным ИнБАК.

5. Разработаны методы расчета интегральных показателей надежности ИнБАК, учитывающие основные этапы его эксплуатации.

6. Разработана методика многокритериальной сравнительной оценки эффективности вариантов ИнБАК, позволяющая на этапе внешнего проектирования проводить сравнительную оценку эффективности разрабатываемого ИнБАК с аналогами, определять и обосновывать направления его совершенствования. На основе построения прогнозных значений показателей эффективности ИнБАК предлагается оценивать тенденции развития рассматриваемого класса ИнБАК.

7. Сформулированы постановки задач, построены математические модели, выбраны или разработаны методы решения для следующих основных задач аналитического проектирования ИнБАК:

а) оптимальное определение основных характеристик ИнБЛА и его целевого оборудования;

б) оптимальный выбор комплекса целевого оборудования ИнБЛА, включающего в себя образцы оптико-электронного и радиолокационного оборудования;

с) формирование на основе заданной траектории полета ИнБЛА управляющих воздействий с целью определения и обоснования требований к таким проектным параметрам, как мощность и высотность двигателя, аэродинамические характеристики планера, параметры целевого оборудования ИнБЛА;

д) выбор оптимальной траектории вывода ИнБЛА из режима набора высоты в режим горизонтального полета в районе выполнения им целевой задачи, обеспечивающей минимальное время полета, минимальную эксплуатационную перегрузку и гладкость перехода в горизонтальную плоскость полета;

8. Разработаны специальные алгоритмы решения нелинейного однопараметрического уравнения и системы нелинейных однопараметрических уравнений для реализации предлагаемого подхода к определению управляющих воздействий при решении ИнБЛА целевых задач.

9. Определены постановки основных задач эффективного применения ИнБАК. Для решения этих задач разработаны следующие математические модели:

а) модель единого информационного пространства, обеспечивающая эффективное решение с использованием ИнБАК и наземных (надводных) средств задач информационного обеспечения различных операций. При построении этой модели были определены состав информационной системы и основные задачи формирования единого информационного пространства;

б) комплексная динамическая модель, позволяющая оценивать временные и вероятностные параметры основных этапов выполнения ИнБАК целевых задач (поиска и обнаружения, распознавания, идентификации объектов);

с) модель оптимального планирования количественного состава и времени функционирования средств контроля (ИнБЛА и наземных (надводных) средств), обеспечивающих непрерывный и сплошной контроль с максимальным в среднем числом обнаруженных объектов при построении единого информационного пространства региона контроля.

Для вышеприведенных моделей указаны методы их реализации в процессе внешнего проектирования ИнБАК.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Амусин Б., Лосев Е.* Летающие роботы // Армейский сборник. – 2002. – № 2. – С. 38-41.
2. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Д.А.* Модели и методы планирования плоских индивидуальных и групповых траекторий полета БЛА: Научно-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004. Шифр ПМ8-СМ-2. 114 с.
3. *Матусевич А.Н.* Советские беспилотные самолеты-разведчики первого поколения. – М.: Аст; Мн.: Харвест, 2002. – 48 с.
4. *Евстафьев Г.* Что такое БЛА и их разновидности // Аэронавтика и космос. – 2005. – № 25. – С. 80-82.
5. *Павлушенко М., Евстафьев Г., Макаренко И.* Беспилотные летательные аппараты: история, применение, угроза распространения и перспективы развития. – М.: Права человека, 2005. – 610 с.
6. *Дремлюга Г.П., Есин С.А., Иванов Ю.Л., Ляшенко В.А.* Беспилотные летательные аппараты: Состояние и тенденции развития / Под ред. д. т. н., профессора Ю.Л. Иванова. – М.: Варяг, 2004. – 176 с.
7. *Арсеньев Е., Ерохин Е.* Вижу цель! О самолетах, мишенях и не только // Аэрокосмическое обозрение. – 2003. – № 4. – С. 72–76.
8. *Jane's unmanned aerial vehicles and targets.* Edited by Kenneth Munson. – United Kingdom. – May 2005. – V. 24. – 974 p.
9. *Гомзин А.В., Шевелева Н.Ю.* Беспилотные летательные аппараты, представленные на «МАКС-2003» // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2004. – № 3. – С. 3-6.
10. *Pokerson F.* Wanted: UAVs // Aviation week & space technology. – 2006. January 16. – P. 111-113.
11. Корпорация «Иркут» представила ряд новых комплексов на основе перспективных БЛА // Новости аэрокосмического салона «МАКС-2005». – 17 августа 2005. – № 2. – С. 12-13.
12. *Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005–2030* USA Office of the Secretary of Defense // www.acq.osd.mil/usd/roadmaplast.pdf, 2006 г. – 213 p.
13. *Прокофьев С.* Подготовка операторов беспилотных летательных аппаратов // Зарубежное военное обозрение. – 2004. – № 8. – С. 37-43.
14. *Куликов Л., Ростопчин В., Бондаренко Н.* Беспилотные авиационные системы военного назначения: проблемы и перспективы развития // Аэрокосмическое обозрение. – 2004. – № 1. – С. 20-23.
15. *Афонин П.М., Голубев И.С., Колотков Н.И. и др.* Беспилотные летательные аппараты / Под ред. Л.С. Чернобровкина. – М.: Машиностроение, 1967. – 438 с.

16. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.
17. *Афанасьев П.П., Веркин Ю.В., Голубев И.С. и др.* Основы устройства, проектирования, конструирования и производства летательных аппаратов (дистанционно пилотируемые летательные аппараты) // Под ред. И.С. Голубева и Ю.И. Янкевича. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 528 с.
18. *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.
19. *Григорьев А.* Планы военного руководства ФРГ по развитию и использованию БЛА в ВС // Зарубежное военное обозрение. – 2003. – № 8. – С. 47-53.
20. *Каримов А.* Беспилотные летательные аппараты большой высоты и продолжительности полета: уникальность и эффективность // Военный парад. – 2003. – № 4. – С. 30-33.
21. *Лебедев А.А., Баранов В.Н., Бобронников В.Т. и др.* Основы синтеза систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.
22. *Расторгуев Н.* Комплексы с дистанционно пилотируемыми летательными аппаратами // Военный парад. – 2003. – № 4. – С. 26-28.
23. *Миронов А.Д., Владычин Г.П., Кондратов А.А. и др.* Методы исследований на летающих моделях / Под ред. А.Д. Миронова. – М.: Машиностроение, 1988. – 144 с.
24. Военный энциклопедический словарь. – М.: Военное издательство, 1984. – 853 с.
25. *Кондаков Н.И.* Логический словарь. – М.: Наука, 1971. – 458 с.
26. Военный энциклопедический словарь. – М.: Большая Российская энциклопедия; РИПОЛ КЛАССИК, 2002. – 1664 с.
27. *Алеев Р.М., Иванов В.П., Овсянников В.А.* Основы теории анализа и синтеза воздушной тепловизионной аппаратуры. – Казань: Изд-во Казанск. унта, 2000. – 252 с.
28. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Салеев А.Б.* Оптимизация состава бортового комплекса аппаратуры мониторинга подстилающей поверхности // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2003. – № 4. – С. 61-65.
29. *Хрипунов С., Макаров А.* Беспилотные истребители в воздушном бою // Аэрокосмическое обозрение. – 2004. – № 6. – С. 32-35.
30. *Гущина Д.С.* Классификация и основные принципы создания и применения современных беспилотных авиационных комплексов // Тез. докл. 4-й

Международной конф. «Авиация и космонавтика – 2005». – М.: Изд-во МАИ, 2005. – С. 33.

31. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Обзор базовых исследований и разработок в области создания перспективных беспилотных летательных аппаратов: Научно-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2005. – Шифр ПМ8-СМ-3. – 46 с.

32. *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.

33.

34. *Платунов В.С.* Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов 30 ЦНИИ МО РФ. – М.: Дельта, 2005. – 344 с.

35. *Юсиф Юсиф С.* Антенные решетки для средств связи малоразмерных аппаратов: Дис. на соискание ученой степени к.т.н. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2006. – 123 с.

36. *Гущина Д.С., Осадчий И.С.* Кто будет управлять «беспилотником»? // Новости АКТО. – 2006. – № 4. – Казань. – С. 9.

37. *Гребеньков О.А.* Конструкция самолетов: Учебн. пособие для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 240 с.

38. *Гнеденко Б.В., Хинчин А.Я.* Элементарное введение в теорию вероятностей. – М.: ОГИЗ-Гостехиздат, 1945. – 128 с.

39. *Вентцель Е.С.* Исследование операций. – М.: Сов. радио, 1972. – 292 с.

40. *Моисеев Н.Н.* Математические задачи системного анализа. – М.: Наука, 1981. – 488 с.

41. *Семенов С.С., Харчев В.Н., Иоффин А.И.* Оценка технического уровня образцов вооружения и военной техники. – М.: Радио и связь, 2004. – 552 с.

42. *Абчук В.А., Емельянов Л.А., Матвейчук Ф.А., Суздаль В.Г.* Введение в теорию выработки решений. – М.: Воениздат, 1972. – 344 с.

43. *Солунин В., Щербини В.* Опыт разработки информационного обеспечения для высокоточных ракет сухопутных войск // Военный парад. – 2006. – № 1. – С. 50-53.

44. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Палий М.Е., Синенко И.В.* Разработка математических моделей и методов расчета надежности беспилотных авиационных комплексов: Научно-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2007. – Шифр ПМ14-СМ-2. – 79 с.

45. *Гущина Д.С., Моисеев В.С.* Математическая модель и методы расчета надежности беспилотных авиационных комплексов // Сб. трудов VII Всерос-

сийской научно-техн. конференции «Наука. Промышленность. Оборона». – Новосибирск, 2006. – С. 135-138.

46. *Подиновский В.В., Ногин В.Д.* Парето-оптимальные решения многокритериальных задач. – М.: Наука, 1982. – 255 с.

47. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В., Салеев А.Б.* Беспилотные авиационные комплексы. II. Классификация и основные принципы применения // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2006. – № 3. – С. 3-5.

48. *Ростопчин В.В.* Элементарные основы оценки эффективности применения беспилотных авиационных систем для воздушной разведки // [Электронный ресурс] www.uav.ru/articles/basic_uav_efficiency.pdf, 2006. 15 с.

49. *Гафт М.Г., Озерной В.М.* Выделение множества неподчиненных решений и их оценка в задачах принятия решений при векторной оптимизации // Автоматика и телемеханика. – 1973. – № 11. – С. 85-94.

50. *Тюлин А.Е., Ченчик В.В., Лавринов Г.А. и др.* Вопросы контрактных отношений и ценообразования при поставках продукции по государственному оборонному заказу: Сборник нормативных и методических документов // Под ред. Е.И. Константинова. – Вып. 1–11. – М.: УНВ МО РФ, 2004. – 475 с.

51. *Анциелиович Л.Л.* Надежность, безопасность и живучесть самолета. – М.: Машиностроение, 1985. – 90 с.

52.

53. ГОСТ Р 51901.14-2005. Менеджмент риска. Метод структурной схемы надежности. – 32 с.

54. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Филиппов В.Л., Салеев А.Б.* Основные задачи формирования единого информационного пространства с помощью беспилотного авиационного комплекса // Сб. тр. Ин-та прикл. информатики АН РТ «Исследования по информатике». – Вып. 8. – Казань, 2004. – С. 47-62.

55. *Азов В.* О реализации в США концепции ведения военных действий в едином информационном пространстве // Зарубежное военное обозрение. – 2004. – № 6. – С. 10-16.

56. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей. – М.: Наука, 1967. – 576 с.

57. *Агеев В.И., Павлова Н.В.* Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование / Под. ред. В.В. Петрова. – М.: Машиностроение, 1990. – 432 с.

58. *Ермолаев Ю.П., Саттаров И.К.* Многокритериальная оптимизация технических решений электронной аппаратуры. – Казань: Казан. гос. техн. ун-т им. А.Н. Туполева, 2003. – 152 с.

59. *Корбут М.М., Финкельштейн М.А.* Модели и методы дискретного программирования. – М.: Наука, 1969. – 354 с.

60. Компьютер и задачи выбора. – М.: Наука, 1985. – 140 с.
61. *Нелюбов А.И.* Летные характеристики и боевое маневрирование летательных аппаратов. – Вып. 2. – М.: Изд. ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1986. – 105 с.
62. *Крутько П.Д.* Обратные задачи динамики управляемых систем: нелинейные модели. – М.: Наука, 1988. – 328 с.
63. *Моисеев В.С., Горбунов Д.А., Комиссарова Е.М., Гущина Д.С.* Численные методы решения параметрических нелинейных уравнений // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та. 2004. № 4. С. 27-33.
64. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1969. – 499 с.
65. *Шапарь В.Б., Тимченко А.В., Швыдченко В.Н.* Практическая психология. Инструментарий. – Ростов н/Д.: Феникс, 2002. – 688 с.
66. *Абчук В.А. Суздаль В.Г.* Поиск объектов. – М.: Сов. радио, 1977.
67. *Хеллман О.* Введение в теорию оптимального поиска. – М.: Наука, 1985.
68. Системный анализ и управление в аэрокосмической технике: Уч. пособие / А.А. Лебедев, В.В. Малышев, К.А. Карп. – М.: Изд-во МАИ, 1995. – 52 с.
69. *Пестов М.Д.* Эффективность ЛА. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 112 с.
70. *Wall R.* Spotting Movement // Aviation week & space technology, 2006/ June 5. – 54 p.
71. *Беляев В.* Война в воздухе. Новая угроза. Зарубежные БПЛА и перспективы их развития // Авиация и космонавтика. – 2004. – № 4. – С. 8-17.
72. *Солдаткина Ю.В., Гущина Д.С.* Оптимизация параметров летательного аппарата и воздушной тепловизионной аппаратуры // Тез. докл. Всерос. научн. конференции «Туполевские чтения». – Т. II. – Казань, 2004. – С. 220-222.
73. *Гущина Д.С.* Оптимизация размеров зон, состава средств и времени контроля района рыболовства // Тез. докл. Всерос. молодежн. научн. конференции «VI Королевские чтения». – Т. II. – Самара, 2001. – С. 153-154.
74. *Гущина Д.С.* Информационные технологии мониторинга подстилающей поверхности // Тез. докл. Всерос. молодежн. научн. конференции «VII Королевские чтения». – Т. II. – Самара, 2003. – С. 65-66.
75. *Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Программирование траекторий движения беспилотного летательного аппарата в вертикальной плоскости // Тез. докл. Междунар. научн. конференции «Туполевские чтения». – Т. I. – Казань, 2005. – С. 7-8.
76. *Гущина Д.С.* Системный подход к решению проблемы эффективного применения беспилотных авиационных комплексов // Сб. трудов X Междуна-

родн. научно-практ. конференции «Системный анализ в проектировании и управлении». – Ч. 3. – СПб., 2006. – С. 17-19.

77. *Гущина Д.С., Моисеев В.С.* Многокритериальный подход при оценке эффективности беспилотных авиационных комплексов // Материалы Международн. научно-практ. конференции «Авиакосмические технологии и оборудование». – Казань, 2006. – С. 59-60.

78. *Гущина Д.С., Моисеев В.С.* Основные положения теории создания и применения беспилотных авиационных комплексов // Тез. докл. 1-й Всерос. научно-техн. конференции «Комплексы с БЛА России. Современное состояние и перспективы развития». – Москва: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006. – С. 60.

79. *Мельник П.* Предвестники восстания машин // Авиапанорама. – 2006. – № 6. – С. 48-51.

80. *Gushchina D.S.* Main future directions of unmanned aircraft systems // Тез. докл. Междунар. научн. конференции «XIV Туполевские чтения». – Т. VII. – Казань, 2006. – С. 84-85.

81. *Янкевич Ю.* Применение беспилотных авиационных комплексов в гражданских целях // Аэрокосмический курьер. – 2006. – № 6. – С. 55-57.

82. Беспилотные многоцелевые комплексы в интересах ТЭК // Вестник авиации и космонавтики. – 2007. – № 1. – С. 18-42.

83. *Спицнадель В.Н.* Основы системного анализа. – СПб.: Бизнес-пресса, 2000. – 326 с.

84. *Дракин И.И.* Основы проектирования беспилотных летательных аппаратов с учетом экономической эффективности. – М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.

85. *Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Построение эмпирических зависимостей при проведении проектных исследований беспилотных авиационных комплексов // Материалы Всерос. научно-техн. конференции «VIII Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского». – Ч. 2. – Москва: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2007. – С. 189-190.

86. *Демидович Б.П., Марон И.А., Шувалова Э.З.* Численные методы анализа. М.: Физматлит, 1962. – 368 с.

87. *Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф и др.* Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.

88. *Погосян М.А., Братухин А.Г., Савельевских Е.П. и др.* Проектирование авиационных комплексов с применением информационных технологий // Авиационная промышленность. – 2004. – № 2. – С. 14-23.

89. *Сергиенко И.В.* Приближенные методы решения дискретных задач оптимизации. – Киев: Наук. думка, 1980.

90. *Васильев О.В., Меркулов В.И., Карев В.В.* Управляемый радиолокационный поиск воздушных целей // *Успехи современной радиоэлектроники*. – 2002. – № 1. – С. 15-21.

91. *Моисеев В.С., Рахматуллин А.И., Гущина Д.С.* Математическая модель системы активного обслуживания наземных объектов с помощью бортовых средств летательного аппарата // *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*. – 2003. – №1. – С. 58-62.

92. *Моисеев В.С., Рахматуллин А.И., Гущина Д.С.* Методика оптимизации параметров системы активного обслуживания наземных объектов с помощью беспилотных авиационных комплексов: Научно-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004. – Шифр ПМ8-СМ-1. – 47 с.

93. *Моисеев В.С., Салеев А.Б., Гущина Д.С.* Системный анализ проблемы применения беспилотных средств мониторинга подстилающей поверхности в народном хозяйстве // *Сб. трудов VII Международн. научно-практич. конференции «Системный анализ в проектировании и управлении»*. – СПб., 2003. – С. 547-548.

94. *Гущина Д.С., Горбунов Д.А.* Решение обратной задачи динамики управляемого полета самолета в вертикальной плоскости // *Тез. докл. Всерос. молодежн. научно-техн. конференции «Интеллектуальные системы управления и обработки информации»*. – Уфа, 2003. – С. 112.

95. *Моисеев Г.В., Гущина Д.С.* Программирование траектории движения беспилотных летательных аппаратов в горизонтальной плоскости // *Тез. докл. Международн. научн. конференции «XIV Туполевские чтения»*. – Т. I. – Казань, 2006. – С. 16-17.

96. *Моисеев В.С., Горбунов Д.А., Балоев В.А.* Математические методы оптимизации параметров тепловизионных систем // *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*. – 1996. – № 4.

97. *Куршев Н.В., Кожевников Ю.В.* Оптимальные задачи динамики полета. – Казань: Изд-во КАИ, 1968. – 432 с.

98. *Кожевников Ю.В., Моисеев В.С., Мелузов Ю.В., Хайруллин А.Х.* Аналитическое и машинное проектирование автоматизированных систем испытаний авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1980. – 272 с.

99. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Сабирова З.Ф.* Математическое моделирование движения беспилотного летательного аппарата по направляющим пусковой установки при морских условиях: Научно-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2006. – Шифр ПМ8-СМ-9. – 175 с.

100. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Павлова Е.Е.* Математическое моделирование движения беспилотного летательного аппарата после схода с пусковой

установки при корабельном старте: Научно-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2006. – Шифр ПМ14-СМ-1. – 155 с.

101. *Беляев В.* Современные зарубежные БПЛА // АвиаСоюз. – 2006. – Февраль-март. – С. 54-57.

102. *Базлев Д.А.* Методология военно-научных исследований по обоснованию планов развития авиационной техники Военно-воздушных сил // Материалы Всерос. научно-техн. конференции «VIII Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского». – Ч. 1. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2007. – С. 3-7.

103. *Кузин Л.Т.* Основы кибернетики. – Т. 1. Математические основы кибернетики: Учебн. пособие для студентов вузов. – М.: Энергия, 1973. – 504 с.

104. *Гельфанд И.М., Фомин С.В.* Вариационное исчисление. – М.: Наука, 1961. – 228 с.

105. *Смирнов В.И.* Курс высшей математики. – Т. 1. – М.: Гос. изд-во техн.-теорет. литературы, 1954. – 472 с.

106. *Васильев Ф.П.* Численные методы решения экстремальных задач. – М.: Наука, 1980. – 518 с.

107. *Химмельблау Д.* Прикладное нелинейное программирование. – М.: Мир, 1975. – 536 с.

108. *Федорова Л.И., Федоров И.И.* Величина весовых коэффициентов и формулы проектировочного расчета массы агрегатов ВКЛА // Тез. докл. Всерос. научн. конференции «XI Туполевские чтения». – Т. I. – Казань, 2003. – С. 29.

109. *Алексеев С.М.* Научные основы, модели и методы анализа и синтеза производственно-технологических структур и системы управления созданием беспилотных авиационных комплексов: Автореферат дис. на соиск. уч. ст. д-ра техн. наук: 05.13.10. – М., 1998. – 106 с.

110. *Березин Д.Р.* Синтез алгоритмов функционирования бортовой навигационной системы для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов: Автореферат дис. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук: 05.13.01. Рыбинск, 2002. 16 с.

111. *Силкин А.А.* Синтез и анализ алгоритмов определения пространственной ориентации беспилотной аэродинамической платформы по измерениям магнитного поля Земли: Автореферат дис. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук: 05.13.01. – М., 2002. – 18 с.

112. *Ле Ки Биен.* Обзорная информационная система беспилотного летательного аппарата экологического мониторинга прибрежных районов: Автореферат дис. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук: 05.13.01. – СПб., 2004. – 22 с.

113. *До Куанг Тхонг* Нелинейная коррекция системы управления движением беспилотного летательного аппарата для экологического мониторинга: Автореферат дис. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук: 05.13.01. – СПб., 2004. – 23 с.
114. *Бу Хоа Тиен*. Разработка методики оценки технического совершенства беспилотных противосамолетных ЛА на этапе модификации: Автореферат дис. на соиск. уч. ст. канд. техн. наук: 05.07.02. – М., 2005. – 27 с.
115. *Яскевич В.П., Салеев А.Б., Чудаков В.С., Романенко Л.Г.* и др. Математическая модель старта ВМ «Дань»: Технический отчет. ОАО «ОКБ «Сокол». – Казань, 2003. – 32 с.
116. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Солдаткина Ю.В.* Обзор современной зарубежной оптоэлектронной целевой аппаратуры беспилотных летательных аппаратов: Научно.-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004. – Шифр ПМ8-СМ-3. – 27 с.
117. *Четыркин Е.М.* Статистические методы прогнозирования. – М.: Статистика, 1977. – 200 с.
118. Динамика полета / Под ред. А.М. Мхитаряна. – М.: Машиностроение, 1971. – 289 с.
119. *Александров В.П., Андреев В.М. и др.* Системы цифрового управления самолетом. – М.: Машиностроение, 1983. – 178 с.
120. *Эрроу Ч., Гурвиц Л., Удзава Х.* Исследования по линейному и нелинейному программированию. – М.: Изд-во иностр. лит-ры, 1962. – 334 с.
121. *Салуквадзе М.Е.* Об оптимизации векторных функционалов. I. Программирование оптимальных траекторий // Автоматика и телемеханика. – 1971. – № 8. – С. 5-15.
122. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Украинская А.Е.* Методика многокритериальной сравнительной оценки эффективности беспилотных авиационных комплексов: Научно-техн. отчет. – Казань: КГТУ им. А.Н. Туполева, 2007. – Шифр ПМ14-СМ-3. – 102 с.
123. *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-техн. отчет. Казань, КГТУ им. А.Н. Туполева, 2004. – Шифр ПМ8-СМ-4. – 51 с.
124. *Летов А.М.* Динамика полета и управление. – М.: Наука, 1964. – 220 с.
125. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / Под ред. М.Н. Красильщикова и Т.Г. Себрякова. – М.: Физматлит, 2005. – 280 с.
126. *Демиденко Е.З.* Линейная и нелинейная регрессии. – М.: Финансы и статистика, 1981. – 302 с.

127. *Кофман А., Крюон Р.* Массовое обслуживание. Теория и приложения. – М.: Мир, 1965. – 302 с.
128. *Матвеев В.Ф., Ушаков В.Г.* Системы массового обслуживания. – М.: Изд-во МГУ, 1984. – 240 с.
129. *Мусеев В.С., Борзов Г.Е., Шафигуллин Р.Р.* Применение методов теории массового обслуживания для выбора оптимального числа беспилотных средств артиллерийской разведки // Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий: Сб. материалов 20-й Всерос. межвуз. научно-техн. конф. – Ч. 1. – Казань: Отечество, 2008. – С. 117-119.
130. *Колемаев В.А.* Теория вероятностей и математическая статистика. – М.: Высшая школа, 1991. – 328 с.
131. *Сигал И.Х., Иванова А.П.* Введение в прикладное дискретное программирование: модели и вычислительные алгоритмы. – М.: Физматлит, 2003. – 240 с.
132. *Козар А.Н.* Математическая модель пространственного управления беспилотным разведывательно-корректировочным вертолетом при поражении целей управляемыми артиллерийскими снарядами // Электромеханические и внутрикамерные процессы в энергетических установках, струйная акустика и диагностика, приборы и методы контроля природной среды, веществ, материалов и изделий: Сб. материалов 19-й Всерос. межвуз. научно-техн. конф. – Ч. 1. – Казань: Отечество, 2007. – С. 245-247.

ПРИЛОЖЕНИЕ

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эмпирические стоимостные данные по зарубежным БЛА

Таблица П1.1

№	Наименование БЛА	Стоимость БАК, млн долл.	Стоимость БЛА, не включая стоимость полезной нагрузки, млн долл.	Масса БЛА, не включая массу топлива и полезной нагрузки, кг	Масса полезной нагрузки БЛА, кг	Кол-во БЛА в комплексе, шт.
1	«Предейтер»	30,0	1,7	515	204	4
2	«Пионер»	7,0	0,65	139	34	4
3	«Хантер»	20,0	1,2	531	91	8
4	«Шэдоу-200»	6,2	0,325	98	27	4
5	«Файр Скаут»	14,2	1,8	682	91	3
6	«Дрегон Ай»	0,12	0,035	1,58	0,45	3

Таблица П1.2

№	К, шт.	$m_{пл.}$, кг	$m_{п.н.}$, кг	$S_{расч.}$ БАК, млн долл.	$S_{эмпир.}$ БАК, млн долл.	Ошибка аппроксимации Δ , млн долл.
1	4	515	204	32,405	30,0	2,405
2	4	139	34	6,642	7,0	-0,358
3	8	531	91	20,684	20,0	0,684
4	4	98	27	5,394	6,2	-0,806
5	3	682	91	14,598	14,2	0,398
6	3	1,58	0,45	0,127	0,12	0,006

Эмпирические летно-технические данные по зарубежным БЛА

Таблица П1.3

№	Наименование БЛА	Мощность двигателя, л. с.	Максимальная скорость, км/ч	Взлетная масса БЛА, кг	Размах крыла, м	Продолжительность полета БЛА, ч
1	«Скай Ай»	38	250	236	5,4	6
2	Фох-ТХ	22	220	100	3,6	-
3	«Мирак-20»	26	200	197	3,8	3
4	«Акила»	26	200	120	3,9	3
5	«Крецерелле»	26	250	150	3,3	5
6	«Шакил-2»	24	320	75	2,6	4
7	«Рейвен-200»	13	170	60	3,6	4
8	«Феникс»	25	185	160	5,0	6
9	«Пионер»	26	185	180	4,9	3,5

Таблицы П1.3 (окончание)

№	Наименование БЛА	Масса топлива БЛА, кг	Масса полезной нагрузки, кг	Расход топлива, кг/л. с.·ч
1	«Скай Ай»	45,5	63,5	0,3
2	Фох-ТХ	–	–	–
3	«Мирак-20»	102	25	0,35
4	«Акила»	15	30	0,35
5	«Крецерелле»	43,7	35	0,35
6	«Шакил-2»	15	20	0,2
7	«Рейвен-200»	13,8	15	0,33
8	«Феникс»	51	45	0,35
9	«Пионер»	27	45,4	0,35

Таблица П1.4

№	$V_{\text{макс.}}$, км/ч	$m_{\text{взл.}}$, кг	$L_{\text{кр.}}$, м	$N_{\text{дв.}}^{\text{расч.}}$, л. с.	$N_{\text{дв.}}^{\text{эмпир.}}$, л. с.	Ошибка аппрок- симации Δ , л. с.
1	250	236	5,4	39,10	38	1,10
2	220	100	3,6	21,58	22	-0,42
3	200	197	3,8	26,59	26	0,59
4	200	120	3,9	21,97	26	-4,03
5	250	150	3,3	27,55	26	1,55
6	320	75	2,6	23,79	24	-0,21
7	170	60	3,6	14,06	13	1,06
8	185	160	5,0	25,10	25	0,09
9	185	180	4,9	26,14	26	0,14

Таблица П1.5

№	$m_{\text{п.н.}}$, кг	$m_{\text{т.}}$, кг	c_e , кг/л. с.·ч	$T_{\text{БЛА}}^{\text{расч.}}$, ч	$T_{\text{БЛА}}^{\text{эмпир.}}$, ч	Ошибка аппрок- симации Δ , ч
1	63,5	45,5	0,3	5,44	6	-0,56
2	–	–	–	–	–	–
3	25	102	0,35	3,82	3	0,82
4	30	15	0,35	3,85	3	0,85
5	35	43,7	0,35	4,18	5	-0,82
6	20	15	0,2	4,22	4	0,22
7	15	13,8	0,33	3,12	4	-0,88
8	45	51	0,35	4,57	6	-1,43
9	45,4	27	0,35	4,50	3,5	1,00

Таблица П1.6

№	$L_{кр.}, м$	$m_T, кг$	$c_e,$ кг/л. с.ч	$T_{БЛА}^{расч.},$ ч	$T_{БЛА}^{эмпир.},$ ч	Ошибка аппроксимации $\Delta, ч$
1	5,4	45,5	0,3	5,43	6	-0,57
2	3,6	–	–	–	–	–
3	3,8	102	0,35	4,16	3	1,16
4	3,9	15	0,35	3,65	3	0,65
5	3,3	43,7	0,35	3,57	5	-1,43
6	2,6	15	0,2	4,16	4	0,16
7	3,6	13,8	0,33	3,59	4	-0,41
8	5,0	51	0,35	4,69	6	-1,31
9	4,9	27	0,35	4,41	3,5	0,91

Исходные данные для расчета надежности БАК «Дань-М»

Таблица П1.7

Исходные данные для БЛА	
$\tau_{подг.}$	0,083 часа (5 мин.)
$\tau_{пуска}$	0,0014 часа (5,1 сек.)
τ_2	1 час
τ_3	0,05 часа (3 мин.)
Количество БЛА N	1
Вероятность безотказной работы (ВБР) планера	1
ВБР пиропатронов	0,999
ВБР парашютной системы	0,99
ВБР амортизаторов	0,99 за 1 час
ВБР стартового двигателя	0,991
ВБР маршевого двигателя	0,9908 за 1 час
Интенсивность отказов топливной системы	$112,0 \cdot 10^{-6}$ 1/час
ВБР генератора	0,999
Интенсивность отказов блока выпрямления и регулирования	$332,24 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов блока коммутации	$10,56 \cdot 10^{-6}$ 1/час
ВБР аккумуляторной батареи	0,98 за 7,5 часов
Интенсивность отказов исполнительного механизма	$0,505 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов интегрального блока датчиков	$3397,897 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов блока САУ	$341,0 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов приемника	$8,8638 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов передатчика	$12,3719 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов контроллера	$2,4057 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов кросс-платы	$0,5781 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов блока питания	$6,7961 \cdot 10^{-6}$ 1/час
ВБР целевой нагрузки	0,98 за 0,67 часа
ВБР системы сбора и передачи бортовых данных	0,96 за 2 часа

Таблица П1.8

Исходные данные для пункта управления	
Интенсивность отказов антенны	$2,0 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов блока согласования	$0,0940 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов антенного коммутатора	$4,1265 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов модуля приемо-передающего	$29,6396 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов сетевого концентратора	$9,7810 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов контроллера	$40,48 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов управляющего модуля	$55,236 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов источника питания	$10,0 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов системного блока	$32,8 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов монитора	$2,0 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов клавиатуры	$14,3 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов манипулятора	$66,7 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Интенсивность отказов источника питания	$2,0 \cdot 10^{-6}$ 1/час
Количество резервных блоков АРМ 1 и АРМ 2	0

Таблица П1.9

Исходные данные для стартовых средств	
Средняя наработка на отказ пусковой установки	350 часов
Среднее время восстановления неисправности пусковой установки	1,5 часа
ВБР за один цикл подготовки и пуска пусковой установки	0,97
Среднее время восстановления неисправности устройства запуска двигателя	1,5 часа
ВБР устройства запуска двигателя	0,95 за 1 час
ВБР за один цикл подготовки и пуска системы контроля	0,97 за 1 час
Среднее время восстановления неисправности системы контроля	0,3 часа

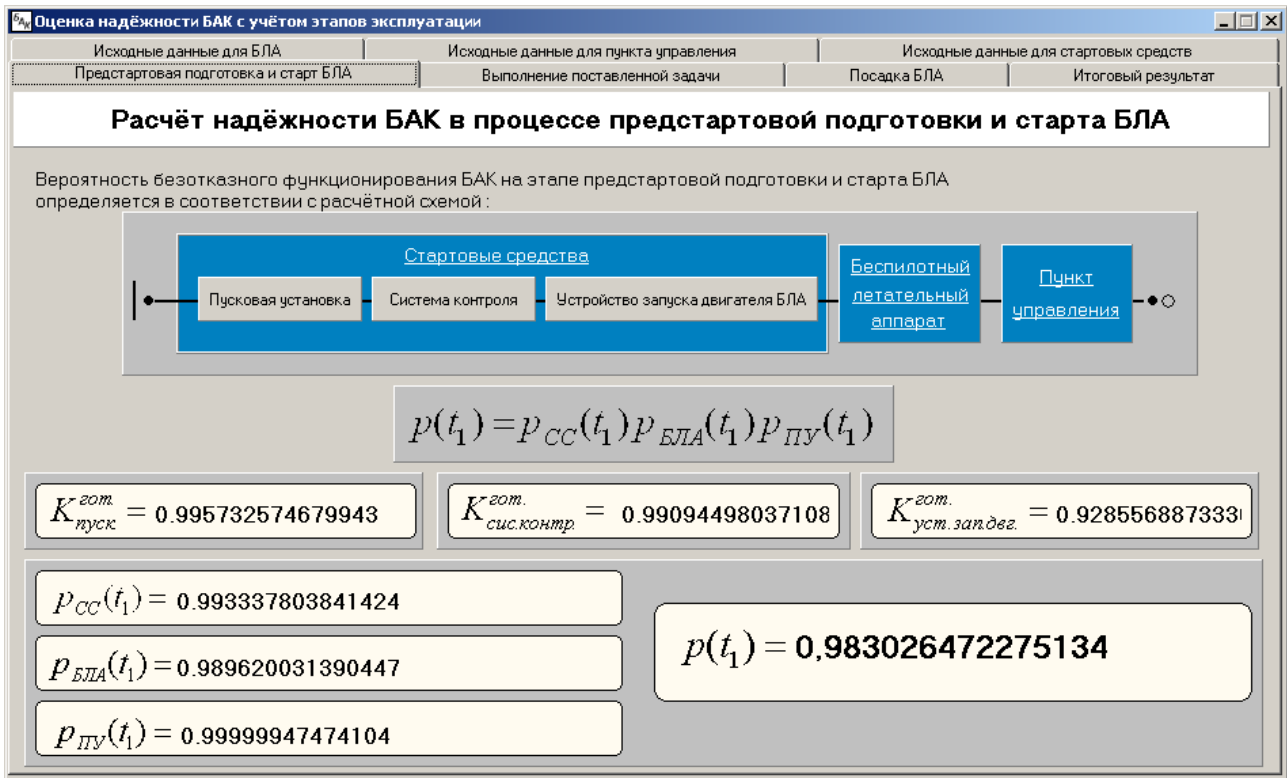


Рис. П1.1

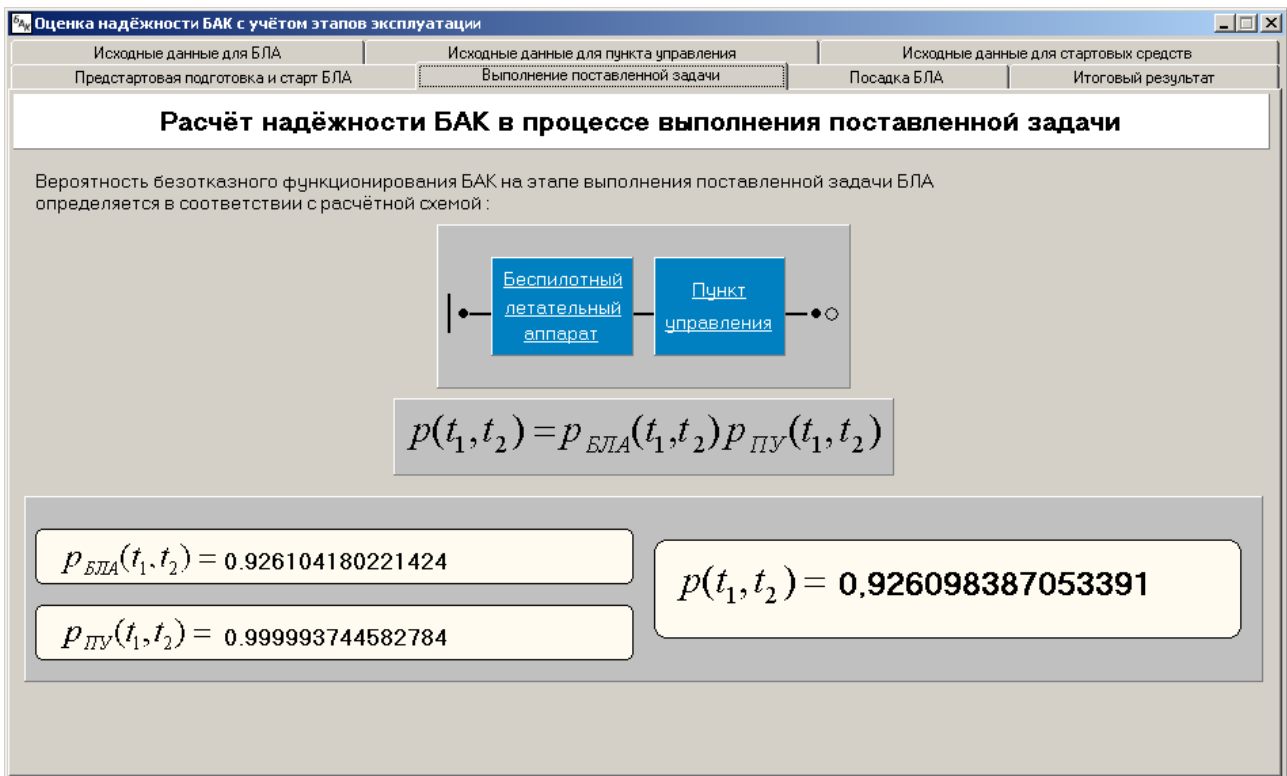


Рис. П1.2

Оценка надёжности БАК с учётом этапов эксплуатации

Исходные данные для БЛА	Исходные данные для пункта управления	Исходные данные для стартовых средств
Предстартовая подготовка и старт БЛА	Выполнение поставленной задачи	Посадка БЛА
		Итоговый результат

Расчёт надёжности БАК в процессе посадки БЛА

Вероятность безотказного функционирования БАК на этапе посадки БЛА определяется в соответствии с расчётной схемой:

$$P(t_2, t_3) = P_{БЛА}(t_2, t_3) P_{ПУ}(t_2, t_3)$$

$P_{БЛА}(t_2, t_3) = 0.977847846135388$	$P(t_2, t_3) = 0.977847541914891$
$P_{ПУ}(t_2, t_3) = 0.999999688887695$	

Рис. П1.3

Состав и значения показателей оцениваемых БЛА

Таблица П1.10

Характеристики БЛА	БЛА X	SkyEye (США)	Gnat 750 (США)	Hermes 450 (Израиль)	Searcher II (Израиль)	Sperwer LE (Франция)	Xian ASN- 207 (Китай)	Surveyor- 2500 (Франция, EADS)
Взлетная масса, кг	450	567	511	455	428	350	480	450
Весовая отдача	0,2	0,22	0,124	0,33	0,234	0,143	0,208	0,222
Продолжительность по- лета, ч	10	12	40	20	15	12	16	12
Максимальная скорость полета, км/ч	300	204	259	176	200	148	180	360
Масса платформы БЛА, кг	251	333	254,5	200	226	190	250	240
Ориентировочная стои- мость БЛА, тыс. долл.	2 412	3 298	1 927	3 300	2 505	1 507	2 585	2 552
Год начала эксплуатации	2008	1986	1989	1997	2001	2002	2005	2007

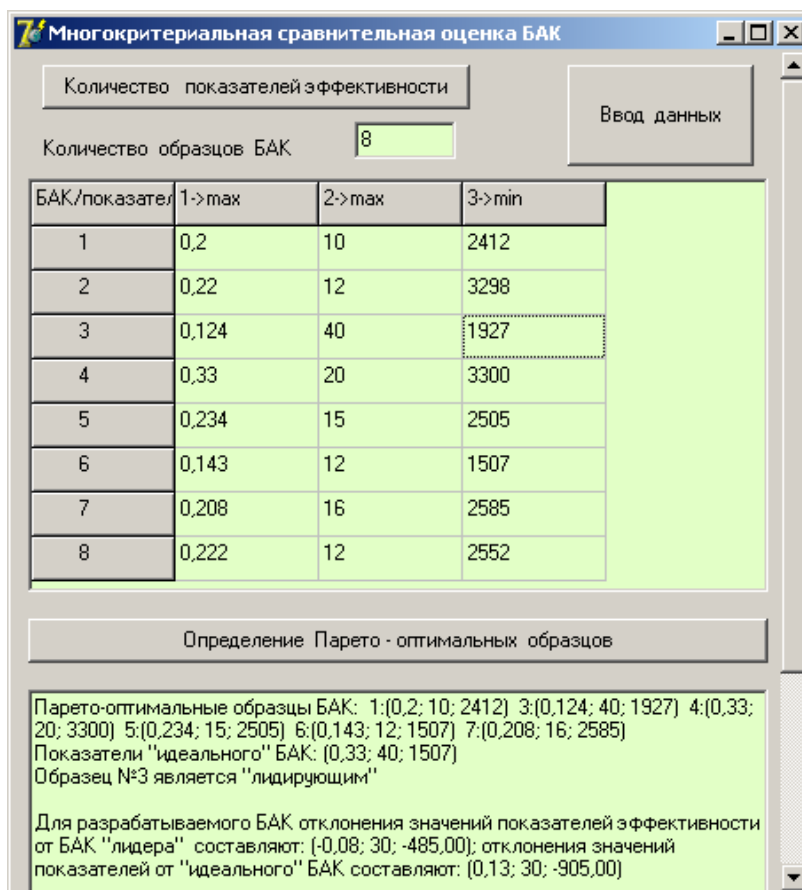


Рис. П1.4

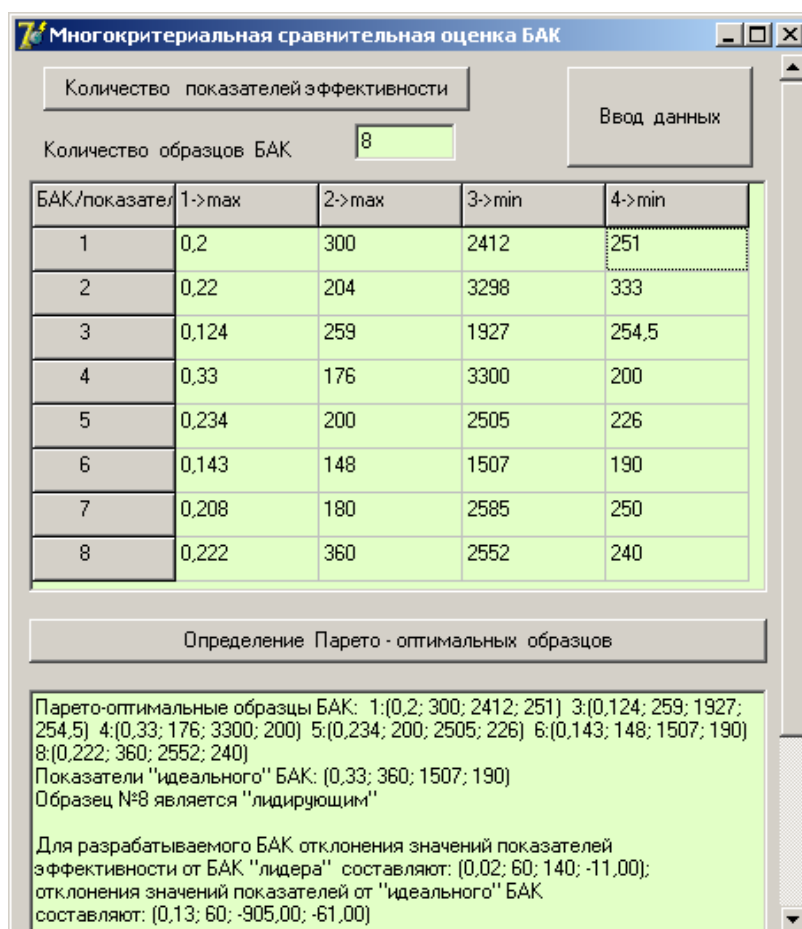


Рис. П1.5

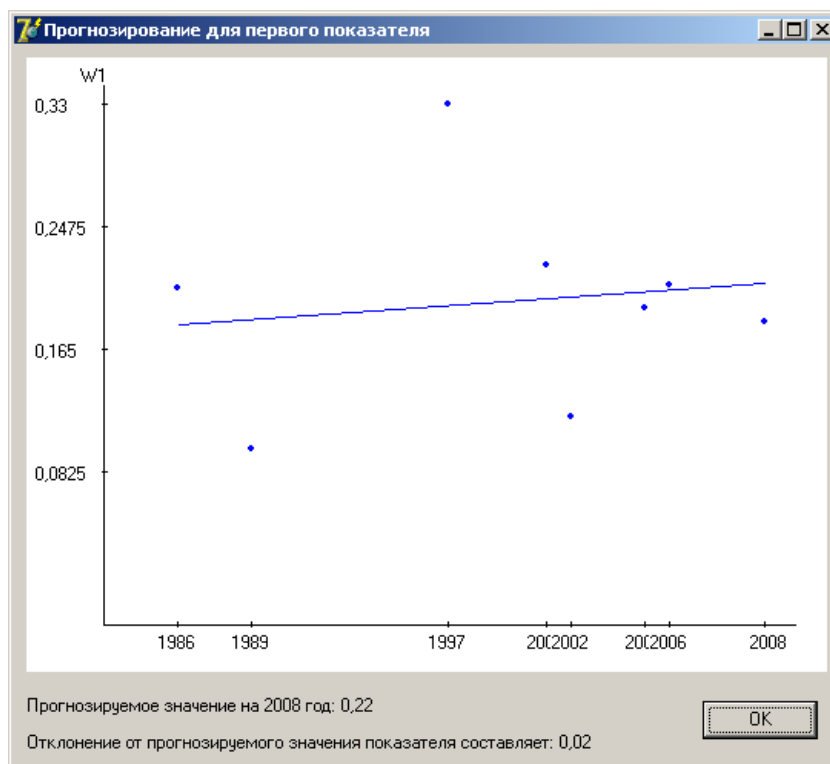


Рис. П1.6. Результат прогнозирования значений показателя «Весовая отдача ИнБЛА»

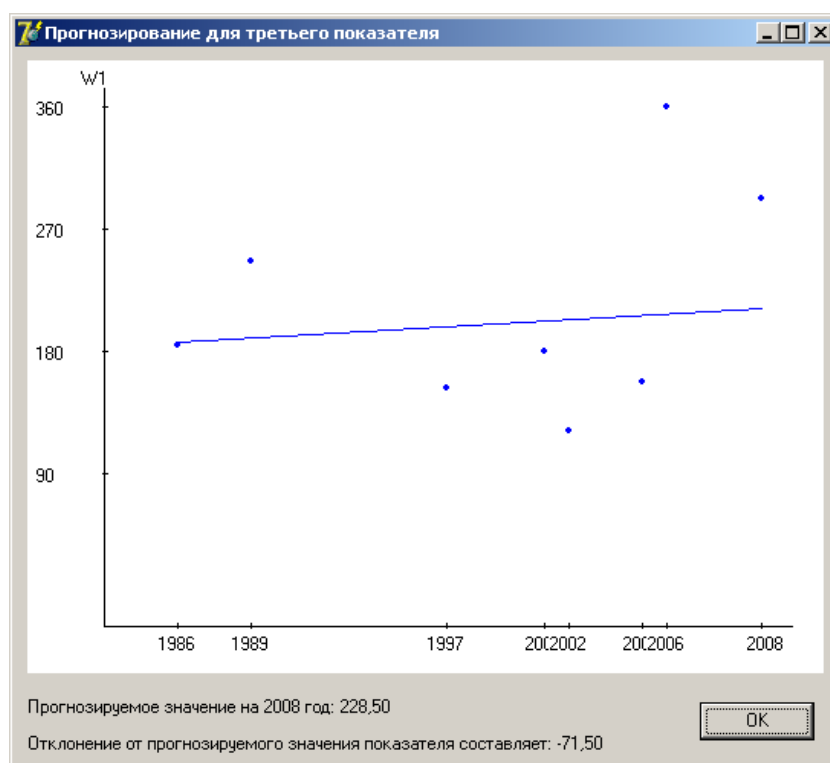


Рис. П1.7. Результат прогнозирования значений показателя «Скорость полета ИнБЛА»

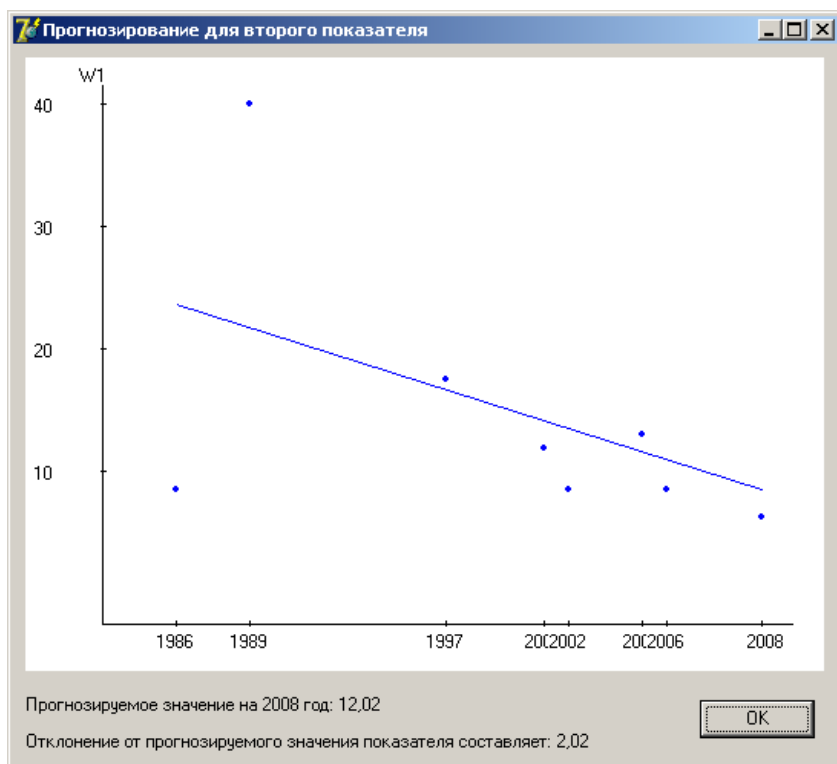


Рис. П1.8. Результат прогнозирования значений показателя «Продолжительность полета ИнБЛА»

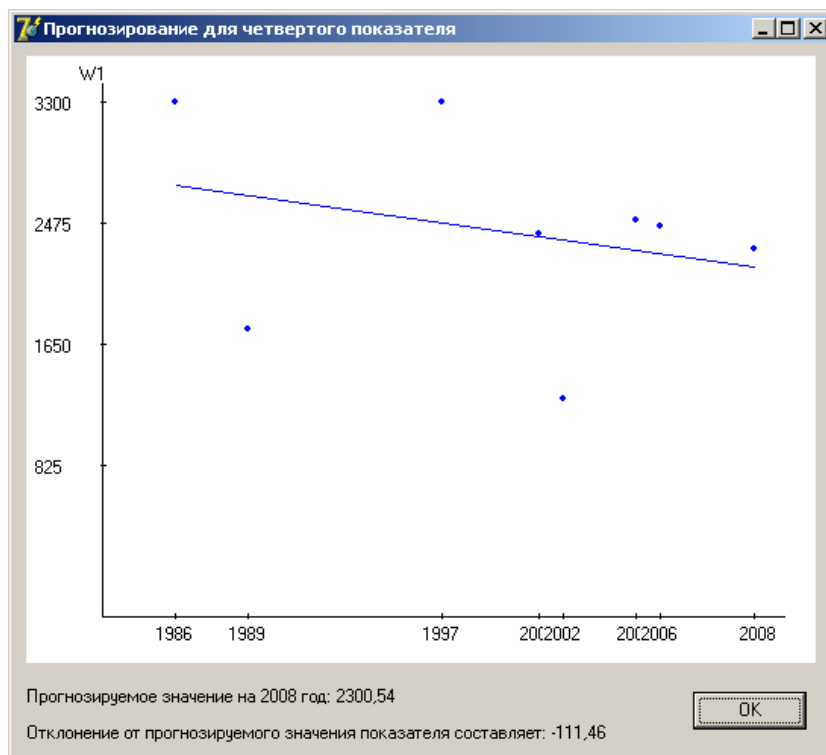


Рис. П1.9. Результат прогнозирования значений показателя «Стоимость ИнБЛА»

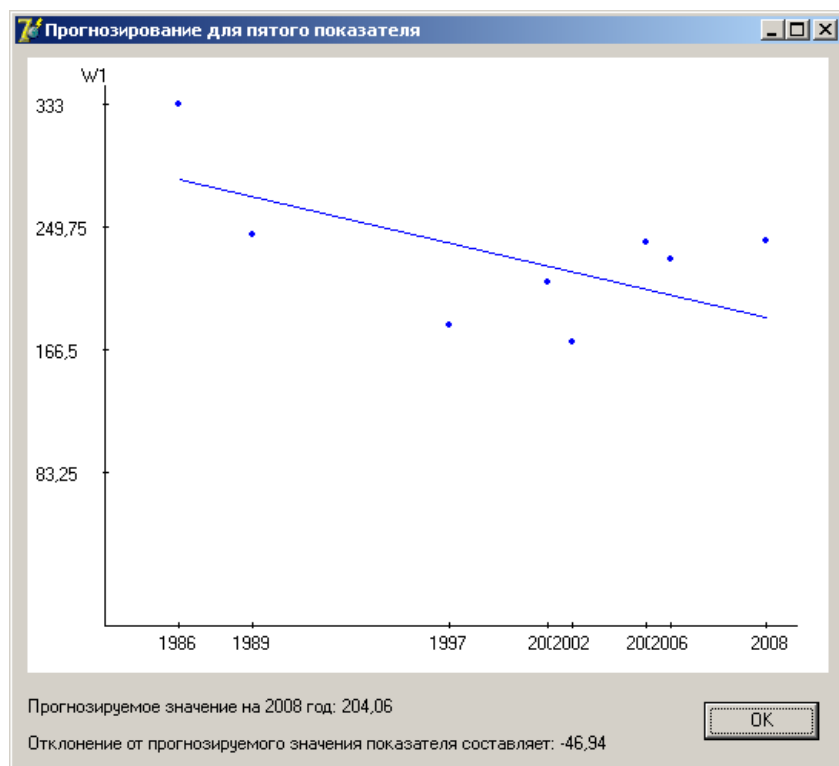


Рис. П1.10. Результат прогнозирования значений показателя «Масса платформы ИнБЛА»

Таблица П1.11

Размеры объекта типа «нефтяное пятно» (длина×ширина), м	1×1
Средняя разность температур объекта и фона, К	5
Поле зрения по строке ВТА, рад	0,01
Степень тепловой неоднородности фона	Слабая (море, снежное поле)

Таблица П1.12

Задача выявления/ Объект/степень неоднородности фона	P_{Σ}	V , м/с	H , м	ΔT_0 , К	δ_0 , рад	α , град
Ограничения на параметры БЛА: $15 \text{ м/с} \leq V \leq 80 \text{ м/с}$, $500 \text{ м} \leq H \leq 3000 \text{ м}$						
Обнаружение/Танк/ Слабая степень	0,9878	41	505	0,0815	0,0007	0,075
Распознавание/Танк/ Слабая степень	0,5779	39	506	0,05	0,0004	0,001
Обнаружение/Джип/ Слабая степень	0,62	39	505	0,05	0,0005	0,02
Распознавание/Джип/ Слабая степень	0,1	39	506	0,05	0,0004	0,003
Обнаружение/Танк/ Сильная степень	0,4761	38	507	0,05	0,0004	0,007
Распознавание/Танк/ Сильная степень	0,059	39	506	0,05	0,0004	0,004

Задача выявления/ Объект/степень неоднородности фона	P_{Σ}	V, м/с	H, м	ΔT_0 , К	δ_0 , рад	α , град
Обнаружение/Джип/ Сильная степень	0,2650	39	502	0,05	0,00053	0,01
Распознавание/Джип/ Сильная степень	0,005	38	506	0,05	0,0004	0,004
Ограничения на параметры БЛА: $40 \text{ м/с} \leq V \leq 80 \text{ м/с}$, $500 \text{ м} \leq H \leq 3000 \text{ м}$						
Обнаружение/Танк/ Слабая степень	0,9050	60	553	0,08	0,0008	0
Распознавание/Танк/ Слабая степень	0,5601	60	520	0,05	0,0006	0
Обнаружение/Танк/ Сильная степень	0,218	60	500	0,05	0,0006	0
Обнаружение/Джип/ Сильная степень	0,02	60	500	0,05	0,0006	0
Ограничения на параметры БЛА: $40 \text{ м/с} \leq V \leq 80 \text{ м/с}$, $50 \text{ м} \leq H \leq 3000 \text{ м}$						
Обнаружение/Танк/ Сильная степень	0,33	62	64	0,0775	0,0007	0
Ограничения на параметры БЛА: $15 \text{ м/с} \leq V \leq 80 \text{ м/с}$, $50 \text{ м} \leq H \leq 3000 \text{ м}$						
Обнаружение/Танк/ Сильная степень	0,9899	15	50	0,0885	0,0008	0,2
Распознавание/Танк/ Сильная степень	0,9319	15	50	0,0885	0,0008	0,06
Обнаружение/Джип/ Сильная степень	0,9318	15	50	0,0885	0,0008	0,2
Распознавание/Джип/ Сильная степень	0,5775	15	50	0,0885	0,0008	0,1

Данные по оптико-электронным системам, совмещающим датчики
видимого и инфракрасного диапазона

Таблица П1.13

№	Наименование ОЭС, страна- изготовитель	Вероятность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм ³	Энергопотребление, Вт	Ориентир. стоимость, долл.
1	L-3 Wescam, Канада	0,88	20	33,4	85	352 000
2	DSP-1, Израиль	0,85	26	51,2	110	458 000
3	FSP-1, Израиль	0,87	28	53	125	490 000
4	MSSP-1, Израиль	0,89	52	104	300	915 200
5	Moked 2000, Израиль	0,83	16	25,16	100	281 600
6	MOSP, Израиль	0,86	35	45	280	616 000
7	POP, Израиль	0,84	13	26	120	228 800
8	EOST-45/М, Италия	0,853	37	45	400	651 200
9	Goshawk 350-1, Южная Африка	0,82	25	60	200	440 000
10	MicroSTAR, США	0,79	15	17,8	120	264 000

Данные по оптико-электронным датчикам видимого диапазона

Таблица П1.14

№	Наименование датчика, страна-изготовитель	Вероятность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм ³	Энергопотребление, Вт	Ориентир. стоимость, долл.
1	Survey 2, Франция	0,6	10	45,6	85	176 000
2	Survey 4, Франция	0,55	4,4	12	70	77 440
3	ESP-1Н, Израиль	0,62	8	33,2	25	140 000
4	ESP-600С, Израиль	0,68	12,3	39,15	40	216 480
5	Mini-Eye, Израиль	0,61	4,5	15	30	79 200
6	Moked 600, Израиль	0,82	22	48,5	200	387 200

Данные по оптико-электронным датчикам инфракрасного диапазона

Таблица П1.15

№	Наименование датчика, страна-изготовитель	Вероятность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм ³	Энергопотребление, Вт	Ориентир. стоимость, долл.
1	Camelia, Франция	0,72	6	6	60	105 600
2	Sagem Corsaire, Франция	0,75	12	28,9	75	211 200
3	Cyclope 2000, Франция	0,77	5	6	70	88 000
4	Zeiss Attica P256, Германия	0,6	1,6	2,2	12	28 160
5	Zeiss OPHELIOS, Германия	0,73	10,7	10,7	85	188 320
6	СОТИМ-В, Израиль	0,68	6,2	4,1	40	109 120
7	Moked 400, Израиль	0,82	25,2	51,2	200	443 520
8	Vigil Type 8220, Великобритания	0,7	11,5	20	165	202 400

Данные по радиолокационным системам

Таблица П1.16

№	Наименование станции, страна-изготовитель	Вероятность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм ³	Энергопотребление, Вт	Ориентир. стоимость, долл.
1	DCS MISAR, Германия	0,74	4	40	50	70 400
2	Dornier AWARDS 1, Германия	0,76	34	49,4	370	598 400
3	Dornier AWARDS 2, Германия	0,78	39	51	550	686 400
4	Thales, EADS	0,75	30	40	220	528 000
5	AN/APS-144, США	0,77	27	10	570	475 200
6	AN/APY-8, США	0,8	52	56,7	500	915 200
7	TUAVR, США	0,85	25,8	28	747	454 080

Таблица П1.17

№	ОЭС ТВИК	РЛС	ОЭС ИК	ОЭС ТВ	Общая масса, кг	Суммарная вероятность	Общий объем, дм ³	Общее энергопотребл., В	Общая стоимость, долл.
1	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	Survey 2	40	0,9965056	125	280	704 000
2	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	34,4	0,9960688	91,4	265	605 440
3	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	38	0,99668032	112,6	220	668 000
4	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	ESP-600C	42,3	0,99720448	118,55	235	744 480
5	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	34,5	0,99659296	94,4	225	607 200
6	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	Moked 600	52	0,99842752	127,9	395	915 200
7	L-3 Wescam	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 4	40,4	0,99649	114,3	280	711 040
8	L-3 Wescam	DCS MISAR	Sagem Corsaire	ESP-1H	44	0,997036	135,5	235	773 600
9	L-3 Wescam	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Mini-Eye	40,5	0,996958	117,3	240	712 800
10	L-3 Wescam	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 2	39	0,9971296	125	290	686 400
11	L-3 Wescam	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	33,4	0,9967708	91,4	275	587 840
12	L-3 Wescam	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	37	0,99727312	112,6	230	650 400
13	L-3 Wescam	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-600C	41,3	0,99770368	118,55	245	726 880
14	L-3 Wescam	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	33,5	0,99720136	94,4	235	589 600
15	L-3 Wescam	DCS MISAR	Cyclope 2000	Moked 600	51	0,99870832	127,9	405	897 600
16	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 2	35,6	0,995008	121,2	232	626 560
17	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	30	0,994384	87,6	217	528 000
18	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	33,6	0,9952576	108,8	172	590 560
19	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-600C	37,9	0,9960064	114,75	187	667 040
20	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	30,1	0,9951328	90,6	177	529 760
21	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Moked 600	47,6	0,9977536	124,1	347	837 760
22	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 2	44,7	0,9966304	129,7	305	786 720
23	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	39,1	0,9962092	96,1	290	688 160
24	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	42,7	0,99679888	117,3	245	750 720
25	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	47	0,99730432	123,25	260	827 200
26	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	39,2	0,99671464	99,1	250	689 920
27	L-3 Wescam	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Moked 600	56,7	0,99848368	132,6	420	997 920
28	L-3 Wescam	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 2	40,2	0,9960064	123,1	260	707 520
29	L-3 Wescam	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	34,6	0,9955072	89,5	245	608 960
30	L-3 Wescam	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	38,2	0,99620608	110,7	200	671 520
31	L-3 Wescam	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-600C	42,5	0,99680512	116,65	215	748 000
32	L-3 Wescam	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	34,7	0,99610624	92,5	205	610 720
33	L-3 Wescam	DCS MISAR	COTIM-B	Moked 600	52,2	0,99820288	126	375	918 720

34	L-3 Wescam	DCS MISAR	Moked 400	Survey 4	53,6	0,9974728	136,6	405	943 360
35	L-3 Wescam	DCS MISAR	Moked 400	Mini-Eye	53,7	0,99780976	139,6	365	945 120
36	L-3 Wescam	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 2	45,5	0,996256	139	385	800 800
37	L-3 Wescam	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 4	39,9	0,995788	105,4	370	702 240
38	L-3 Wescam	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-1H	43,5	0,9964432	126,6	325	764 800
39	L-3 Wescam	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-600C	47,8	0,9970048	132,55	340	841 280
40	L-3 Wescam	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Mini-Eye	40	0,9963496	108,4	330	704 000
41	L-3 Wescam	Dornier AWARDS 1	Zeiss Attica P256	ESP-1H	63,6	0,9956224	118,2	492	1 118 560
42	L-3 Wescam	Dornier AWARDS 1	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	60,1	0,9955072	100	497	1 057 760
43	L-3 Wescam	Thales	Camelia	Survey 2	66	0,99664	125	450	1 161 600
44	L-3 Wescam	Thales	Camelia	Survey 4	60,4	0,99622	91,4	435	1 063 040
45	L-3 Wescam	Thales	Camelia	ESP-1H	64	0,996808	112,6	390	1 125 600
46	L-3 Wescam	Thales	Camelia	ESP-600C	68,3	0,997312	118,55	405	1 202 080
47	L-3 Wescam	Thales	Camelia	Mini-Eye	60,5	0,996724	94,4	395	1 064 800
48	L-3 Wescam	Thales	Sagem Corsaire	Survey 4	66,4	0,996625	114,3	450	1 168 640
49	L-3 Wescam	Thales	Sagem Corsaire	ESP-1H	70	0,99715	135,5	405	1 231 200
50	L-3 Wescam	Thales	Sagem Corsaire	Mini-Eye	66,5	0,997075	117,3	410	1 170 400
51	L-3 Wescam	Thales	Cyclope 2000	Survey 2	65	0,99724	125	460	1 144 000
52	L-3 Wescam	Thales	Cyclope 2000	Survey 4	59,4	0,996895	91,4	445	1 045 440
53	L-3 Wescam	Thales	Cyclope 2000	ESP-1H	63	0,997378	112,6	400	1 108 000
54	L-3 Wescam	Thales	Cyclope 2000	ESP-600C	67,3	0,997792	118,55	415	1 184 480
55	L-3 Wescam	Thales	Cyclope 2000	Mini-Eye	59,5	0,997309	94,4	405	1 047 200
56	L-3 Wescam	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 2	61,6	0,9952	121,2	402	1 084 160
57	L-3 Wescam	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 4	56	0,9946	87,6	387	985 600
58	L-3 Wescam	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-1H	59,6	0,99544	108,8	342	1 048 160
59	L-3 Wescam	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-600C	63,9	0,99616	114,75	357	1 124 640
60	L-3 Wescam	Thales	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	56,1	0,99532	90,6	347	987 360
61	L-3 Wescam	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 2	70,7	0,99676	129,7	475	1 244 320
62	L-3 Wescam	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	65,1	0,996355	96,1	460	1 145 760
63	L-3 Wescam	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	68,7	0,996922	117,3	415	1 208 320
64	L-3 Wescam	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	73	0,997408	123,25	430	1 284 800
65	L-3 Wescam	Thales	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	65,2	0,996841	99,1	420	1 147 520
66	L-3 Wescam	Thales	COTIM-B	Survey 2	66,2	0,99616	123,1	430	1 165 120
67	L-3 Wescam	Thales	COTIM-B	Survey 4	60,6	0,99568	89,5	415	1 066 560
68	L-3 Wescam	Thales	COTIM-B	ESP-1H	64,2	0,996352	110,7	370	1 129 120
69	L-3 Wescam	Thales	COTIM-B	ESP-600C	68,5	0,996928	116,65	385	1 205 600
70	L-3 Wescam	Thales	COTIM-B	Mini-Eye	60,7	0,996256	92,5	375	1 068 320
71	L-3 Wescam	Thales	Vigil Type 8220	ESP-1H	69,5	0,99658	126,6	495	1 222 400

72	L-3 Wescam	Thales	Vigil Type 8220	Mini-Eye	66	0,99649	108,4	500	1 161 600
73	DSP-1	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	40,4	0,995086	109,2	290	711 440
74	DSP-1	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	44	0,9958504	130,4	245	774 000
75	DSP-1	DCS MISAR	Camelia	ESP-600C	48,3	0,9965056	136,35	260	850 480
76	DSP-1	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	40,5	0,9957412	112,2	250	713 200
77	DSP-1	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 4	46,4	0,9956125	132,1	305	817 040
78	DSP-1	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Mini-Eye	46,5	0,9961975	135,1	265	818 800
79	DSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	39,4	0,9959635	109,2	300	693 840
80	DSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	43	0,9965914	130,4	255	756 400
81	DSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-600C	47,3	0,9971296	136,35	270	832 880
82	DSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	39,5	0,9965017	112,2	260	695 600
83	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 2	41,6	0,99376	139	257	732 560
84	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	36	0,99298	105,4	242	634 000
85	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	39,6	0,994072	126,6	197	696 560
86	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-600C	43,9	0,995008	132,55	212	773 040
87	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	36,1	0,993916	108,4	202	635 760
88	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	45,1	0,9952615	113,9	315	794 160
89	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	48,7	0,9959986	135,1	270	856 720
90	DSP-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	45,2	0,9958933	116,9	275	795 920
91	DSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	40,6	0,994384	107,3	270	714 960
92	DSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	44,2	0,9952576	128,5	225	777 520
93	DSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-600C	48,5	0,9960064	134,45	240	854 000
94	DSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	40,7	0,9951328	110,3	230	716 720
95	DSP-1	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 4	45,9	0,994735	123,2	395	808 240
96	DSP-1	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Mini-Eye	46	0,995437	126,2	355	810 000
97	DSP-1	Thales	Camelia	Survey 4	66,4	0,995275	109,2	460	1 169 040
98	DSP-1	Thales	Camelia	ESP-1H	70	0,99601	130,4	415	1 231 600
99	DSP-1	Thales	Camelia	ESP-600C	74,3	0,99664	136,35	430	1 308 080
100	DSP-1	Thales	Camelia	Mini-Eye	66,5	0,995905	112,2	420	1 170 800
101	DSP-1	Thales	Sagem Corsaire	Survey 4	72,4	0,99578125	132,1	475	1 274 640
102	DSP-1	Thales	Sagem Corsaire	Mini-Eye	72,5	0,99634375	135,1	435	1 276 400
103	DSP-1	Thales	Cyclope 2000	Survey 4	65,4	0,99611875	109,2	470	1 151 440
104	DSP-1	Thales	Cyclope 2000	ESP-1H	69	0,9967225	130,4	425	1 214 000
105	DSP-1	Thales	Cyclope 2000	ESP-600C	73,3	0,99724	136,35	440	1 290 480
106	DSP-1	Thales	Cyclope 2000	Mini-Eye	65,5	0,99663625	112,2	430	1 153 200
107	DSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 2	67,6	0,994	139	427	1 190 160
108	DSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 4	62	0,99325	105,4	412	1 091 600
109	DSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-1H	65,6	0,9943	126,6	367	1 154 160

110	DSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-600C	69,9	0,9952	132,55	382	1 230 640
111	DSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	62,1	0,99415	108,4	372	1 093 360
112	DSP-1	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	71,1	0,99544375	113,9	485	1 251 760
113	DSP-1	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	74,7	0,9961525	135,1	440	1 314 320
114	DSP-1	Thales	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	71,2	0,99605125	116,9	445	1 253 520
115	DSP-1	Thales	COTIM-B	Survey 4	66,6	0,9946	107,3	440	1 172 560
116	DSP-1	Thales	COTIM-B	ESP-1H	70,2	0,99544	128,5	395	1 235 120
117	DSP-1	Thales	COTIM-B	ESP-600C	74,5	0,99616	134,45	410	1 311 600
118	DSP-1	Thales	COTIM-B	Mini-Eye	66,7	0,99532	110,3	400	1 174 320
119	FSP-1	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	42,4	0,9957412	111	305	743 440
120	FSP-1	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	46	0,99640368	132,2	260	806 000
121	FSP-1	DCS MISAR	Camelia	ESP-600C	50,3	0,99697152	138,15	275	882 480
122	FSP-1	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	42,5	0,99630904	114	265	745 200
123	FSP-1	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 4	48,4	0,9961975	133,9	320	849 040
124	FSP-1	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Mini-Eye	48,5	0,9967045	136,9	280	850 800
125	FSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	41,4	0,9965017	111	315	725 840
126	FSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	45	0,99704588	132,2	270	788 400
127	FSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-600C	49,3	0,99751232	138,15	285	864 880
128	FSP-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	41,5	0,99696814	114	275	727 600
129	FSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	38	0,993916	107,2	257	666 000
130	FSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	41,6	0,9948624	128,4	212	728 560
131	FSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-600C	45,9	0,9956736	134,35	227	805 040
132	FSP-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	38,1	0,9947272	110,2	217	667 760
133	FSP-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	47,1	0,9958933	115,7	330	826 160
134	FSP-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	50,7	0,99653212	136,9	285	888 720
135	FSP-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	47,2	0,99644086	118,7	290	827 920
136	FSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	42,6	0,9951328	109,1	285	746 960
137	FSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	46,2	0,99588992	130,3	240	809 520
138	FSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-600C	50,5	0,99653888	136,25	255	886 000
139	FSP-1	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	42,7	0,99578176	112,1	245	748 720
140	FSP-1	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 4	47,9	0,995437	125	410	840 240
141	FSP-1	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Mini-Eye	48	0,9960454	128	370	842 000
142	FSP-1	Thales	Camelia	Survey 4	68,4	0,995905	111	475	1 201 040
143	FSP-1	Thales	Camelia	ESP-1H	72	0,996542	132,2	430	1 263 600
144	FSP-1	Thales	Camelia	ESP-600C	76,3	0,997088	138,15	445	1 340 080
145	FSP-1	Thales	Camelia	Mini-Eye	68,5	0,996451	114	435	1 202 800
146	FSP-1	Thales	Sagem Corsaire	Survey 4	74,4	0,99634375	133,9	490	1 306 640
147	FSP-1	Thales	Sagem Corsaire	Mini-Eye	74,5	0,99683125	136,9	450	1 308 400

148	FSP-1	Thales	Cyclope 2000	Survey 4	67,4	0,99663625	111	485	1 183 440
149	FSP-1	Thales	Cyclope 2000	ESP-1H	71	0,9971595	132,2	440	1 246 000
150	FSP-1	Thales	Cyclope 2000	ESP-600C	75,3	0,997608	138,15	455	1 322 480
151	FSP-1	Thales	Cyclope 2000	Mini-Eye	67,5	0,99708475	114	445	1 185 200
152	FSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 4	64	0,99415	107,2	427	1 123 600
153	FSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-1H	67,6	0,99506	128,4	382	1 186 160
154	FSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-600C	71,9	0,99584	134,35	397	1 262 640
155	FSP-1	Thales	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	64,1	0,99493	110,2	387	1 125 360
156	FSP-1	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	73,1	0,99605125	115,7	500	1 283 760
157	FSP-1	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	76,7	0,9966655	136,9	455	1 346 320
158	FSP-1	Thales	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	73,2	0,99657775	118,7	460	1 285 520
159	FSP-1	Thales	COTIM-B	Survey 4	68,6	0,99532	109,1	455	1 204 560
160	FSP-1	Thales	COTIM-B	ESP-1H	72,2	0,996048	130,3	410	1 267 120
161	FSP-1	Thales	COTIM-B	ESP-600C	76,5	0,996672	136,25	425	1 343 600
162	FSP-1	Thales	COTIM-B	Mini-Eye	68,7	0,995944	112,1	415	1 206 320
163	Moked 2000	DCS MISAR	Camelia	Survey 2	36	0,9950496	116,76	295	633 600
164	Moked 2000	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	30,4	0,9944308	83,16	280	535 040
165	Moked 2000	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	34	0,99529712	104,36	235	597 600
166	Moked 2000	DCS MISAR	Camelia	ESP-600C	38,3	0,99603968	110,31	250	674 080
167	Moked 2000	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	30,5	0,99517336	86,16	240	536 800
168	Moked 2000	DCS MISAR	Camelia	Moked 600	48	0,99777232	119,66	410	844 800
169	Moked 2000	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 2	42	0,99558	139,66	310	739 200
170	Moked 2000	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 4	36,4	0,9950275	106,06	295	640 640
171	Moked 2000	DCS MISAR	Sagem Corsaire	ESP-1H	40	0,995801	127,26	250	703 200
172	Moked 2000	DCS MISAR	Sagem Corsaire	ESP-600C	44,3	0,996464	133,21	265	779 680
173	Moked 2000	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Mini-Eye	36,5	0,9956905	109,06	255	642 400
174	Moked 2000	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 2	35	0,9959336	116,76	305	616 000
175	Moked 2000	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	29,4	0,9954253	83,16	290	517 440
176	Moked 2000	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	33	0,99613692	104,36	245	580 000
177	Moked 2000	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-600C	37,3	0,99674688	110,31	260	656 480
178	Moked 2000	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	29,5	0,99603526	86,16	250	519 200
179	Moked 2000	DCS MISAR	Cyclope 2000	Moked 600	47	0,99817012	119,66	420	827 200
180	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 2	31,6	0,992928	112,96	247	556 160
181	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	26	0,992044	79,36	232	457 600
182	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	29,6	0,9932816	100,56	187	520 160
183	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-600C	33,9	0,9943424	106,51	202	596 640
184	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	26,1	0,9931048	82,36	192	459 360
185	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Moked 600	43,6	0,9968176	115,86	362	767 360

186	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 2	40,7	0,9952264	121,46	320	716 320
187	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	35,1	0,9946297	87,86	305	617 760
188	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	38,7	0,99546508	109,06	260	680 320
189	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	43	0,99618112	115,01	275	756 800
190	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	35,2	0,99534574	90,86	265	619 520
191	Moked 2000	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Moked 600	52,7	0,99785188	124,36	435	927 520
192	Moked 2000	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 2	36,2	0,9943424	114,86	275	637 120
193	Moked 2000	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	30,6	0,9936352	81,26	260	538 560
194	Moked 2000	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	34,2	0,99462528	102,46	215	601 120
195	Moked 2000	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-600C	38,5	0,99547392	108,41	230	677 600
196	Moked 2000	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	30,7	0,99448384	84,26	220	540 320
197	Moked 2000	DCS MISAR	COTIM-B	Moked 600	48,2	0,99745408	117,76	390	848 320
198	Moked 2000	DCS MISAR	Moked 400	Survey 4	49,6	0,9964198	128,36	420	872 960
199	Moked 2000	DCS MISAR	Moked 400	Mini-Eye	49,7	0,99689716	131,36	380	874 720
200	Moked 2000	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 2	41,5	0,994696	130,76	400	730 400
201	Moked 2000	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 4	35,9	0,994033	97,16	385	631 840
202	Moked 2000	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-1H	39,5	0,9949612	118,36	340	694 400
203	Moked 2000	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-600C	43,8	0,9957568	124,31	355	770 880
204	Moked 2000	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Mini-Eye	36	0,9948286	100,16	345	633 600
205	Moked 2000	Thales	Camelia	Survey 2	62	0,99524	116,76	465	1 091 200
206	Moked 2000	Thales	Camelia	Survey 4	56,4	0,994645	83,16	450	992 640
207	Moked 2000	Thales	Camelia	ESP-1H	60	0,995478	104,36	405	1 055 200
208	Moked 2000	Thales	Camelia	ESP-600C	64,3	0,996192	110,31	420	1 131 680
209	Moked 2000	Thales	Camelia	Mini-Eye	56,5	0,995359	86,16	410	994 400
210	Moked 2000	Thales	Sagem Corsaire	Survey 2	68	0,99575	139,66	480	1 196 800
211	Moked 2000	Thales	Sagem Corsaire	Survey 4	62,4	0,99521875	106,06	465	1 098 240
212	Moked 2000	Thales	Sagem Corsaire	ESP-1H	66	0,9959625	127,26	420	1 160 800
213	Moked 2000	Thales	Sagem Corsaire	ESP-600C	70,3	0,9966	133,21	435	1 237 280
214	Moked 2000	Thales	Sagem Corsaire	Mini-Eye	62,5	0,99585625	109,06	425	1 100 000
215	Moked 2000	Thales	Cyclope 2000	Survey 2	61	0,99609	116,76	475	1 073 600
216	Moked 2000	Thales	Cyclope 2000	Survey 4	55,4	0,99560125	83,16	460	975 040
217	Moked 2000	Thales	Cyclope 2000	ESP-1H	59	0,9962855	104,36	415	1 037 600
218	Moked 2000	Thales	Cyclope 2000	ESP-600C	63,3	0,996872	110,31	430	1 114 080
219	Moked 2000	Thales	Cyclope 2000	Mini-Eye	55,5	0,99618775	86,16	420	976 800
220	Moked 2000	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 2	57,6	0,9932	112,96	417	1 013 760
221	Moked 2000	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 4	52	0,99235	79,36	402	915 200
222	Moked 2000	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-1H	55,6	0,99354	100,56	357	977 760
223	Moked 2000	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-600C	59,9	0,99456	106,51	372	1 054 240

224	Moked 2000	Thales	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	52,1	0,99337	82,36	362	916 960
225	Moked 2000	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 2	66,7	0,99541	121,46	490	1 173 920
226	Moked 2000	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	61,1	0,99483625	87,86	475	1 075 360
227	Moked 2000	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	64,7	0,9956395	109,06	430	1 137 920
228	Moked 2000	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	69	0,996328	115,01	445	1 214 400
229	Moked 2000	Thales	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	61,2	0,99552475	90,86	435	1 077 120
230	Moked 2000	Thales	COTIM-B	Survey 2	62,2	0,99456	114,86	445	1 094 720
231	Moked 2000	Thales	COTIM-B	Survey 4	56,6	0,99388	81,26	430	996 160
232	Moked 2000	Thales	COTIM-B	ESP-1H	60,2	0,994832	102,46	385	1 058 720
233	Moked 2000	Thales	COTIM-B	ESP-600C	64,5	0,995648	108,41	400	1 135 200
234	Moked 2000	Thales	COTIM-B	Mini-Eye	56,7	0,994696	84,26	390	997 920
235	MOSP	DCS MISAR	Camelia	Survey 2	55	0,9959232	136,6	475	968 000
236	MOSP	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	49,4	0,9954136	103	460	869 440
237	MOSP	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	53	0,99612704	124,2	415	932 000
238	MOSP	DCS MISAR	Camelia	ESP-600C	57,3	0,99673856	130,15	430	1 008 480
239	MOSP	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	49,5	0,99602512	106	420	871 200
240	MOSP	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 4	55,4	0,995905	125,9	475	975 040
241	MOSP	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Mini-Eye	55,5	0,996451	128,9	435	976 800
242	MOSP	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 2	54	0,9966512	136,6	485	950 400
243	MOSP	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	48,4	0,9962326	103	470	851 840
244	MOSP	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	52	0,99681864	124,2	425	914 400
245	MOSP	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-600C	56,3	0,99732096	130,15	440	990 880
246	MOSP	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	48,5	0,99673492	106	430	853 600
247	MOSP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 2	50,6	0,994176	132,8	427	890 560
248	MOSP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	45	0,993448	99,2	412	792 000
249	MOSP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	48,6	0,9944672	120,4	367	854 560
250	MOSP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-600C	52,9	0,9953408	126,35	382	931 040
251	MOSP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	45,1	0,9943216	102,2	372	793 760
252	MOSP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	54,1	0,9955774	107,7	485	952 160
253	MOSP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	57,7	0,99626536	128,9	440	1 014 720
254	MOSP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	62	0,99685504	134,85	455	1 091 200
255	MOSP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	54,2	0,99616708	110,7	445	953 920
256	MOSP	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 2	55,2	0,9953408	134,7	455	971 520
257	MOSP	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	49,6	0,9947584	101,1	440	872 960
258	MOSP	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	53,2	0,99557376	122,3	395	935 520
259	MOSP	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-600C	57,5	0,99627264	128,25	410	1 012 000
260	MOSP	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	49,7	0,99545728	104,1	400	874 720
261	POP	DCS MISAR	Camelia	Survey 2	33	0,9953408	117,6	315	580 800

262	POP	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	27,4	0,9947584	84	300	482 240
263	POP	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	31	0,99557376	105,2	255	544 800
264	POP	DCS MISAR	Camelia	ESP-600C	35,3	0,99627264	111,15	270	621 280
265	POP	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	27,5	0,99545728	87	260	484 000
266	POP	DCS MISAR	Camelia	Moked 600	45	0,99790336	120,5	430	792 000
267	POP	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 4	33,4	0,99532	106,9	315	587 840
268	POP	DCS MISAR	Sagem Corsaire	ESP-1H	37	0,996048	128,1	270	650 400
269	POP	DCS MISAR	Sagem Corsaire	ESP-600C	41,3	0,996672	134,05	285	726 880
270	POP	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Mini-Eye	33,5	0,995944	109,9	275	589 600
271	POP	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 2	32	0,9961728	117,6	325	563 200
272	POP	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	26,4	0,9956944	84	310	464 640
273	POP	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	30	0,99636416	105,2	265	527 200
274	POP	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-600C	34,3	0,99693824	111,15	280	603 680
275	POP	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	26,5	0,99626848	87	270	466 400
276	POP	DCS MISAR	Cyclope 2000	Moked 600	44	0,99827776	120,5	440	774 400
277	POP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 2	28,6	0,993344	113,8	267	503 360
278	POP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	23	0,992512	80,2	252	404 800
279	POP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	26,6	0,9936768	101,4	207	467 360
280	POP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-600C	30,9	0,9946752	107,35	222	543 840
281	POP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	23,1	0,9935104	83,2	212	406 560
282	POP	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Moked 600	40,6	0,9970048	116,7	382	714 560
283	POP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 2	37,7	0,9955072	122,3	340	663 520
284	POP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	32,1	0,9949456	88,7	325	564 960
285	POP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	35,7	0,99573184	109,9	280	627 520
286	POP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	40	0,99640576	115,85	295	704 000
287	POP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	32,2	0,99561952	91,7	285	566 720
288	POP	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Moked 600	49,7	0,99797824	125,2	455	874 720
289	POP	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 2	33,2	0,9946752	115,7	295	584 320
290	POP	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	27,6	0,9940096	82,1	280	485 760
291	POP	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	31,2	0,99494144	103,3	235	548 320
292	POP	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-600C	35,5	0,99574016	109,25	250	624 800
293	POP	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	27,7	0,99480832	85,1	240	487 520
294	POP	DCS MISAR	COTIM-B	Moked 600	45,2	0,99760384	118,6	410	795 520
295	POP	DCS MISAR	Moked 400	Survey 4	46,6	0,9966304	129,2	440	820 160
296	POP	DCS MISAR	Moked 400	Mini-Eye	46,7	0,99707968	132,2	400	821 920
297	POP	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 2	38,5	0,995008	131,6	420	677 600
298	POP	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 4	32,9	0,994384	98	405	579 040
299	POP	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-1H	36,5	0,9952576	119,2	360	641 600

300	POP	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-600C	40,8	0,9960064	125,15	375	718 080
301	POP	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Mini-Eye	33	0,9951328	101	365	580 800
302	POP	Thales	Camelia	Survey 2	59	0,99552	117,6	485	1 038 400
303	POP	Thales	Camelia	Survey 4	53,4	0,99496	84	470	939 840
304	POP	Thales	Camelia	ESP-1H	57	0,995744	105,2	425	1 002 400
305	POP	Thales	Camelia	ESP-600C	61,3	0,996416	111,15	440	1 078 880
306	POP	Thales	Camelia	Mini-Eye	53,5	0,995632	87	430	941 600
307	POP	Thales	Sagem Corsaire	Survey 4	59,4	0,9955	106,9	485	1 045 440
308	POP	Thales	Sagem Corsaire	ESP-1H	63	0,9962	128,1	440	1 108 000
309	POP	Thales	Sagem Corsaire	ESP-600C	67,3	0,9968	134,05	455	1 184 480
310	POP	Thales	Sagem Corsaire	Mini-Eye	59,5	0,9961	109,9	445	1 047 200
311	POP	Thales	Cyclope 2000	Survey 2	58	0,99632	117,6	495	1 020 800
312	POP	Thales	Cyclope 2000	Survey 4	52,4	0,99586	84	480	922 240
313	POP	Thales	Cyclope 2000	ESP-1H	56	0,996504	105,2	435	984 800
314	POP	Thales	Cyclope 2000	ESP-600C	60,3	0,997056	111,15	450	1 061 280
315	POP	Thales	Cyclope 2000	Mini-Eye	52,5	0,996412	87	440	924 000
316	POP	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 2	54,6	0,9936	113,8	437	960 960
317	POP	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 4	49	0,9928	80,2	422	862 400
318	POP	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-1H	52,6	0,99392	101,4	377	924 960
319	POP	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-600C	56,9	0,99488	107,35	392	1 001 440
320	POP	Thales	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	49,1	0,99376	83,2	382	864 160
321	POP	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	58,1	0,99514	88,7	495	1 022 560
322	POP	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	61,7	0,995896	109,9	450	1 085 120
323	POP	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	66	0,996544	115,85	465	1 161 600
324	POP	Thales	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	58,2	0,995788	91,7	455	1 024 320
325	POP	Thales	COTIM-B	Survey 2	59,2	0,99488	115,7	465	1 041 920
326	POP	Thales	COTIM-B	Survey 4	53,6	0,99424	82,1	450	943 360
327	POP	Thales	COTIM-B	ESP-1H	57,2	0,995136	103,3	405	1 005 920
328	POP	Thales	COTIM-B	ESP-600C	61,5	0,995904	109,25	420	1 082 400
329	POP	Thales	COTIM-B	Mini-Eye	53,7	0,995008	85,1	410	945 120
330	EOST-45/M	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	50,6	0,99419056	120,4	487	889 760
331	EOST-45/M	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	47,1	0,99403768	102,2	492	828 960
332	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	39,4	0,9941032	118	380	693 440
333	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	43	0,99502048	139,2	335	756 000
334	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	39,5	0,99488944	121	340	695 200
335	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	38,4	0,9951562	118	390	675 840
336	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	42	0,99590968	139,2	345	738 400
337	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	38,5	0,99580204	121	350	677 600

338	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	35	0,991576	114,2	332	616 000
339	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	38,6	0,9928864	135,4	287	678 560
340	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	35,1	0,9926992	117,2	292	617 760
341	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	44,1	0,9943138	122,7	405	776 160
342	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	44,2	0,99507196	125,7	365	777 920
343	Goshawk 350-1	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	39,6	0,9932608	116,1	360	696 960
344	Goshawk 350-1	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	43,2	0,99430912	137,3	315	759 520
345	Goshawk 350-1	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	39,7	0,99415936	119,1	320	698 720
346	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 4	44,9	0,993682	132	485	790 240
347	Goshawk 350-1	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Mini-Eye	45	0,9945244	135	445	792 000
348	Goshawk 350-1	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-1H	64,6	0,99316	135,4	457	1 136 160
349	Goshawk 350-1	Thales	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	61,1	0,99298	117,2	462	1 075 360
350	Goshawk 350-1	Thales	COTIM-B	ESP-1H	69,2	0,994528	137,3	485	1 217 120
351	Goshawk 350-1	Thales	COTIM-B	Mini-Eye	65,7	0,994384	119,1	490	1 156 320
352	MicroSTAR	DCS MISAR	Camelia	Survey 2	35	0,9938848	109,4	315	616 000
353	MicroSTAR	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	29,4	0,9931204	75,8	300	517 440
354	MicroSTAR	DCS MISAR	Camelia	ESP-1H	33	0,99419056	97	255	580 000
355	MicroSTAR	DCS MISAR	Camelia	ESP-600C	37,3	0,99510784	102,95	270	656 480
356	MicroSTAR	DCS MISAR	Camelia	Mini-Eye	29,5	0,99403768	78,8	260	519 200
357	MicroSTAR	DCS MISAR	Camelia	Moked 600	47	0,99724816	112,3	430	827 200
358	MicroSTAR	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 2	41	0,99454	132,3	330	721 600
359	MicroSTAR	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Survey 4	35,4	0,9938575	98,7	315	623 040
360	MicroSTAR	DCS MISAR	Sagem Corsaire	ESP-1H	39	0,994813	119,9	270	685 600
361	MicroSTAR	DCS MISAR	Sagem Corsaire	ESP-600C	43,3	0,995632	125,85	285	762 080
362	MicroSTAR	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Mini-Eye	35,5	0,9946765	101,7	275	624 800
363	MicroSTAR	DCS MISAR	Sagem Corsaire	Moked 600	53	0,997543	135,2	445	932 800
364	MicroSTAR	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 2	34	0,9949768	109,4	325	598 400
365	MicroSTAR	DCS MISAR	Cyclope 2000	Survey 4	28,4	0,9943489	75,8	310	499 840
366	MicroSTAR	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-1H	32	0,99522796	97	265	562 400
367	MicroSTAR	DCS MISAR	Cyclope 2000	ESP-600C	36,3	0,99598144	102,95	280	638 880
368	MicroSTAR	DCS MISAR	Cyclope 2000	Mini-Eye	28,5	0,99510238	78,8	270	501 600
369	MicroSTAR	DCS MISAR	Cyclope 2000	Moked 600	46	0,99773956	112,3	440	809 600
370	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 2	30,6	0,991264	105,6	267	538 560
371	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Survey 4	25	0,990172	72	252	440 000
372	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-1H	28,6	0,9917008	93,2	207	502 560
373	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	ESP-600C	32,9	0,9930112	99,15	222	579 040
374	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	25,1	0,9914824	75	212	441 760
375	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss Attica P256	Moked 600	42,6	0,9960688	108,5	382	749 760

376	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 2	39,7	0,9941032	114,1	340	698 720
377	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	34,1	0,9933661	80,5	325	600 160
378	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	37,7	0,99439804	101,7	280	662 720
379	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	42	0,99528256	107,65	295	739 200
380	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	34,2	0,99425062	83,5	285	601 920
381	MicroSTAR	DCS MISAR	Zeiss OPHELIOS	Moked 600	51,7	0,99734644	117	455	909 920
382	MicroSTAR	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 2	35,2	0,9930112	107,5	295	619 520
383	MicroSTAR	DCS MISAR	COTIM-B	Survey 4	29,6	0,9921376	73,9	280	520 960
384	MicroSTAR	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-1H	33,2	0,99336064	95,1	235	583 520
385	MicroSTAR	DCS MISAR	COTIM-B	ESP-600C	37,5	0,99440896	101,05	250	660 000
386	MicroSTAR	DCS MISAR	COTIM-B	Mini-Eye	29,7	0,99318592	76,9	240	522 720
387	MicroSTAR	DCS MISAR	COTIM-B	Moked 600	47,2	0,99685504	110,4	410	830 720
388	MicroSTAR	DCS MISAR	Moked 400	Survey 4	48,6	0,9955774	121	440	855 360
389	MicroSTAR	DCS MISAR	Moked 400	Mini-Eye	48,7	0,99616708	124	400	857 120
390	MicroSTAR	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 2	40,5	0,993448	123,4	420	712 800
391	MicroSTAR	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Survey 4	34,9	0,992629	89,8	405	614 240
392	MicroSTAR	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-1H	38,5	0,9937756	111	360	676 800
393	MicroSTAR	DCS MISAR	Vigil Type 8220	ESP-600C	42,8	0,9947584	116,95	375	753 280
394	MicroSTAR	DCS MISAR	Vigil Type 8220	Mini-Eye	35	0,9936118	92,8	365	616 000
395	MicroSTAR	Thales	Camelia	Survey 2	61	0,99412	109,4	485	1 073 600
396	MicroSTAR	Thales	Camelia	Survey 4	55,4	0,993385	75,8	470	975 040
397	MicroSTAR	Thales	Camelia	ESP-1H	59	0,994414	97	425	1 037 600
398	MicroSTAR	Thales	Camelia	ESP-600C	63,3	0,995296	102,95	440	1 114 080
399	MicroSTAR	Thales	Camelia	Mini-Eye	55,5	0,994267	78,8	430	976 800
400	MicroSTAR	Thales	Sagem Corsaire	Survey 2	67	0,99475	132,3	500	1 179 200
401	MicroSTAR	Thales	Sagem Corsaire	Survey 4	61,4	0,99409375	98,7	485	1 080 640
402	MicroSTAR	Thales	Sagem Corsaire	ESP-1H	65	0,9950125	119,9	440	1 143 200
403	MicroSTAR	Thales	Sagem Corsaire	ESP-600C	69,3	0,9958	125,85	455	1 219 680
404	MicroSTAR	Thales	Sagem Corsaire	Mini-Eye	61,5	0,99488125	101,7	445	1 082 400
405	MicroSTAR	Thales	Cyclope 2000	Survey 2	60	0,99517	109,4	495	1 056 000
406	MicroSTAR	Thales	Cyclope 2000	Survey 4	54,4	0,99456625	75,8	480	957 440
407	MicroSTAR	Thales	Cyclope 2000	ESP-1H	58	0,9954115	97	435	1 020 000
408	MicroSTAR	Thales	Cyclope 2000	ESP-600C	62,3	0,996136	102,95	450	1 096 480
409	MicroSTAR	Thales	Cyclope 2000	Mini-Eye	54,5	0,99529075	78,8	440	959 200
410	MicroSTAR	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 2	56,6	0,9916	105,6	437	996 160
411	MicroSTAR	Thales	Zeiss Attica P256	Survey 4	51	0,99055	72	422	897 600
412	MicroSTAR	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-1H	54,6	0,99202	93,2	377	960 160
413	MicroSTAR	Thales	Zeiss Attica P256	ESP-600C	58,9	0,99328	99,15	392	1 036 640

414	MicroSTAR	Thales	Zeiss Attica P256	Mini-Eye	51,1	0,99181	75	382	899 360
415	MicroSTAR	Thales	Zeiss OPHELIOS	Survey 4	60,1	0,99362125	80,5	495	1 057 760
416	MicroSTAR	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-1H	63,7	0,9946135	101,7	450	1 120 320
417	MicroSTAR	Thales	Zeiss OPHELIOS	ESP-600C	68	0,995464	107,65	465	1 196 800
418	MicroSTAR	Thales	Zeiss OPHELIOS	Mini-Eye	60,2	0,99447175	83,5	455	1 059 520
419	MicroSTAR	Thales	COTIM-B	Survey 2	61,2	0,99328	107,5	465	1 077 120
420	MicroSTAR	Thales	COTIM-B	Survey 4	55,6	0,99244	73,9	450	978 560
421	MicroSTAR	Thales	COTIM-B	ESP-1H	59,2	0,993616	95,1	405	1 041 120
422	MicroSTAR	Thales	COTIM-B	ESP-600C	63,5	0,994624	101,05	420	1 117 600
423	MicroSTAR	Thales	COTIM-B	Mini-Eye	55,7	0,993448	76,9	410	980 320

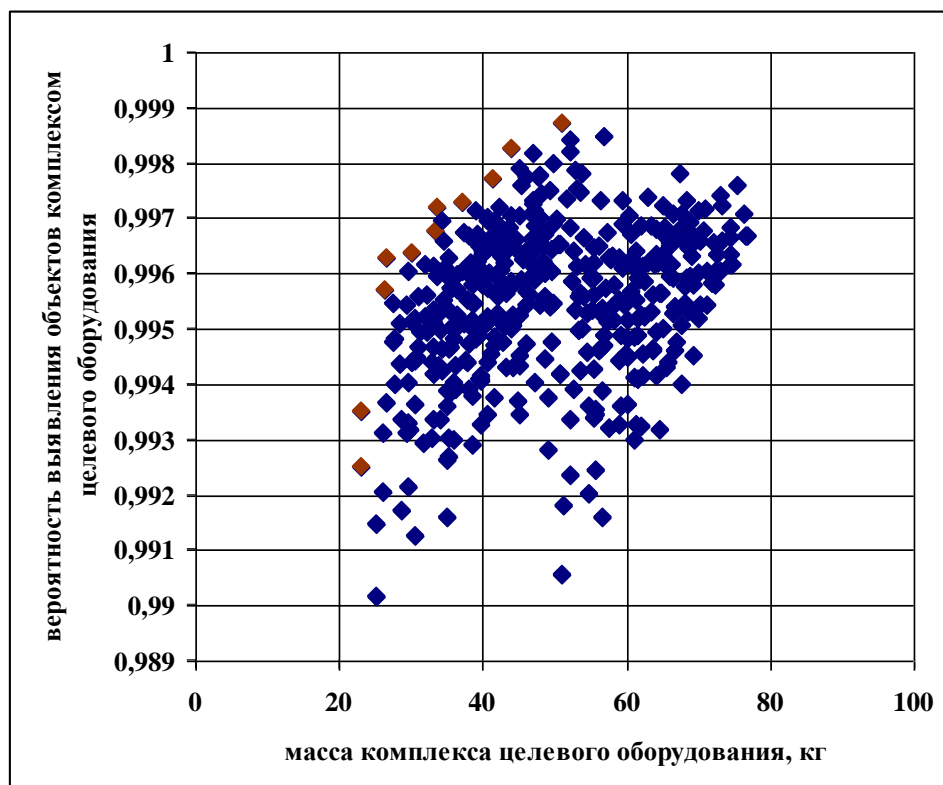


Рис. П1.11. Множество допустимых решений в пространстве критериев $P_{\text{ВЫЯВ}}$ и M (эффективные (Парето-оптимальные) решения выделены)

Исходные данные по БЛА «Дань» для моделирования

Таблица П1.18

Масса БЛА m , кг	350
Площадь крыла БЛА S , м^2	1
Угол установки двигателя $\varphi_{\text{ДВ.}}$, град.	-3,5
Минимальный угол атаки $\alpha_{\text{МИН.}}$, град.	-6
Максимальный угол атаки $\alpha_{\text{МАКС.}}$, град.	14
Максимальная тяга двигателя $P_{\text{МАКС.}}$, кГс	120
Минимальный угол крена $\gamma_{\text{МИН.}}$, град.	-50
Максимальный угол крена $\gamma_{\text{МАКС.}}$, град.	50
Коэффициент лобового сопротивления БЛА $c_x = 6,97 \cdot 10^{-4} \alpha^2 - 3,697 \cdot 10^{-4} \alpha + 0,029273$	
Коэффициент подъемной силы $c_y = 4,92\alpha + 0,025$	

Таблица П1.19

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{\text{план.}}(t)$, м	$u_{\text{план.}}(t)$, м	V(t), м/с	$\theta(t)$, град.
0	7,576475	499,4268	0	3500	112,77	0
1	7,439676	501,871	113,2792	3500,001	113,7883	0,001302
2	7,305067	504,3689	227,5765	3500,005	114,8063	0,002575
3	7,173926	506,8956	342,8917	3500,012	115,8242	0,003792
4	7,046137	509,4509	459,2248	3500,02	116,8418	0,004935
5	6,921586	512,0345	576,5753	3500,032	117,8593	0,005992
6	6,800166	514,6462	694,9433	3500,045	118,8766	0,006949
7	6,681772	517,2858	814,3284	3500,06	119,8937	0,007797
8	6,566306	519,953	934,7307	3500,078	120,9108	0,008529
9	6,453672	522,6476	1056,15	3500,096	121,9277	0,009137
10	6,34378	525,3695	1178,586	3500,116	122,9445	0,009619
11	6,23654	528,1185	1302,039	3500,138	123,9613	0,009973
12	6,131869	530,8944	1426,509	3500,159	124,978	0,010199

Таблица П1.20

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{\text{исх.}}(t)$, м	$u_{\text{исх.}}(t)$, м	$V_{\text{зад}}(t)$, м/с	$\theta(t)$, град.
0	6,203308	177,5087	0	3500	125	0
1	6,203308	177,5087	123,75	3500	125	0
2	6,203308	177,5087	248,75	3500	125	0
3	6,203308	177,5087	373,75	3500	125	0
4	6,203308	177,5087	498,75	3500	125	0
5	6,203308	177,5087	623,75	3500	125	0
6	6,203308	177,5087	748,75	3500	125	0
7	6,203308	177,5087	873,75	3500	125	0
8	6,203308	177,5087	998,75	3500	125	0
...
491	6,203308	177,5087	61373,75	3500	125	0
492	6,203308	177,5087	61498,75	3500	125	0
493	6,203308	177,5087	61623,75	3500	125	0
494	6,203308	177,5087	61748,75	3500	125	0
495	6,203308	177,5087	61873,75	3500	125	0
496	6,203308	177,5087	61998,75	3500	125	0
497	6,203308	177,5087	62123,75	3500	125	0
498	6,203308	177,5087	62248,75	3500	125	0
499	6,203308	177,5087	62373,75	3500	125	0
500	6,203308	177,5087	62498,75	3500	125	0

Таблица П1.21

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{\text{план.}}(t)$, м	$u_{\text{план.}}(t)$, м	V(t), м/с	$\theta(t)$, град.
0	6,203308	177,5087	0	3500	125	0
1	6,203308	177,5087	125	3500,001	125	-5,6E-15
2	6,203308	177,5087	250	3500,005	125	-6,2E-15
3	6,203308	177,5087	375	3500,012	125	-6,8E-15
4	6,203308	177,5087	500	3500,02	125	-7,4E-15
5	6,203308	177,5087	625	3500,032	125	-8E-15
6	6,203308	177,5087	750	3500,045	125	-8,6E-15
7	6,203308	177,5087	875	3500,06	125	-9,2E-15
8	6,203308	177,5087	1000	3500,075	125	-9,8E-15
...
491	6,203308	177,5087	61375	3500,481	125	-3E-13
492	6,203308	177,5087	61500	3500,497	125	-3E-13
493	6,203308	177,5087	61625	3500,509	125	-3E-13
494	6,203308	177,5087	61750	3500,518	125	-3E-13
495	6,203308	177,5087	61875	3500,529	125	-3E-13
496	6,203308	177,5087	62000	3500,534	125	-3E-13
497	6,203308	177,5087	62125	3500,546	125	-3,1E-13
498	6,203308	177,5087	62250	3500,553	125	-3,1E-13
499	6,203308	177,5087	62375	3500,562	125	-3,1E-13
500	6,203308	177,5087	62500	3500,574	125	-3,1E-13

Таблица П1.22

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{\text{исх.}}(t)$, м	$u_{\text{исх.}}(t)$, м	$V_{\text{зад}}(t)$, м/с	$\theta(t)$, град.
0	2,85	741,399	0	240	141,67	7
10	2,91	734,286	1395,149	411,68	140,29	7
20	2,97	727,363	2776,634	581,78	138,92	7
30	3,04	720,623	4144,455	750,29	137,54	7
40	3,11	714,062	5498,614	917,22	136,16	7
50	3,17	707,675	6839,109	1082,57	134,79	7
60	3,24	701,457	8165,941	1246,33	133,41	7
70	3,32	695,403	9479,109	1408,51	132,04	7
80	3,39	689,51	10778,61	1569,10	130,66	7
90	3,47	683,772	12064,46	1728,11	129,29	7
100	3,55	678,185	13336,63	1885,54	127,91	7
110	3,63	672,746	14595,15	2041,38	126,53	7
120	3,72	667,45	15840	2195,64	125,16	7
130	3,81	662,294	17071,19	2348,31	123,78	7
140	3,9	657,274	18288,71	2499,40	122,41	7
150	3,99	652,388	19492,57	2648,91	121,03	7
160	4,09	647,63	20682,77	2796,83	119,66	7
170	4,19	642,999	21859,31	2943,16	118,28	7
180	4,29	638,491	23022,18	3087,92	116,9	7
190	4,4	634,103	24171,39	3231,08	115,53	7
200	4,51	629,833	25306,93	3372,67	114,15	7
210	4,63	625,677	26428,81	3512,67	112,78	7

Таблица П1.23

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{\text{план.}}(t)$, м	$y_{\text{план.}}(t)$, м	V(t), м/с	$\theta(t)$, град.
0	2,85	741,399	0	240	141,6	7,04
10	2,91	734,286	1398,3	412,3199	140,19	7
20	2,97	727,363	2783,3	581,7607	138,87	6,95
30	3,04	720,623	4155,5	749,0478	137,59	6,95
40	3,11	714,062	5514,7	915,3743	136,26	7,00
50	3,17	707,675	6860,2	1081,4	134,85	7,06
60	3,24	701,457	8191,3	1246,6	13339	7,08
70	3,32	695,403	9508	1409,9	131,97	7,05
80	3,39	689,51	10811	1570,8	130,63	7,02
90	3,47	683,772	12101	1729,6	129,33	7,02
100	3,55	678,185	13378	1887,4	128,01	7,07
110	3,63	672,746	14642	2045	126,60	7,13
120	3,72	667,45	15891	2201,8	125,15	7,16
130	3,81	662,294	17126	2356,9	123,74	7,14
140	3,9	657,274	18347	2509,7	122,41	7,12
150	3,99	652,388	19555	2660,8	121,11	7,14
160	4,09	647,63	20750	2811,2	119,76	7,21
170	4,19	642,999	21931	2961,4	118,33	7,27
180	4,29	638,491	23098	3110,4	116,90	7,28
190	4,4	634,103	24250	3257,5	115,52	7,25
200	4,51	629,833	25390	3402,5	114,22	7,25
210	4,63	625,677	26516	3546,5	112,89	7,31



Рис. П1.12. Изменение угла атаки БЛА при наборе высоты по линейной траектории

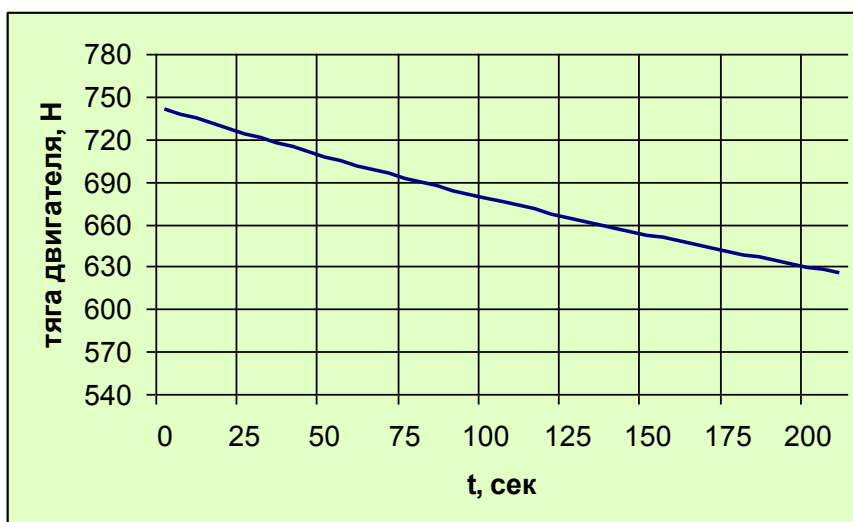


Рис. П1.13. Изменение тяги двигателя БЛА при наборе высоты по линейной траектории

Таблица П1.24

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{исх.}(t)$, м	$y_{исх.}(t)$, м	$V_{зад}(t)$, м/с
0	2,96	660,034	0	240	141,67
10	3,02	725,64	1399,26	398,53	139,97
20	3,07	778,387	2774,45	582,77	138,27
30	3,13	819,385	4135,01	786,72	136,57
40	3,19	848,904	5469,28	1005,36	134,87
50	3,26	867,901	6787,64	1235,7	133,17
60	3,33	876,99	8104,78	1467,64	131,47
70	3,4	876,215	9374,31	1699,57	129,77
80	3,48	866,368	10643,84	1931,5	128,07
90	3,57	847,429	11913,37	2157,36	126,37
100	3,66	819,33	13182,9	2377,09	124,67
110	3,76	783,271	14406,2	2580,66	122,97
120	3,87	740,313	15578,08	2775,17	121,27
130	3,98	689,251	16749,96	2946,07	119,58
140	4,1	629,954	17921,83	3099,34	117,88
150	4,23	562,291	19093,71	3231,41	116,18
160	4,36	486,153	20265,58	3339,41	114,48
170	4,5	390,188	21437,46	3421,31	112,78

Таблица П1.25

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$x_{план.}(t)$, м	$y_{план.}(t)$, м	V(t), м/с	$\theta(t)$, град.
0	2,96	660,034	0	240	141,6	5,8
10	3,02	725,64	1415,4	361,35	143,26	4,2
20	3,07	778,387	2863,1	472,24	147,06	4,9
30	3,13	819,385	4334,6	636,87	148,39	8,0
40	3,19	848,904	5782,8	889,81	144,88	11,6
50	3,26	867,901	7163,9	1201,9	138,07	13,3

60	3,33	876,99	8478,4	1504,1	132,23	12,0
70	3,4	876,215	9768,3	1743,3	131,07	8,9
80	3,48	866,368	11080	1922,8	134,19	7,1
90	3,57	847,429	12427	2099,5	136,99	8,3
100	3,66	819,33	13773	2330,3	135,19	11,2
110	3,76	783,271	15065	2610,7	128,81	12,8
120	3,87	740,313	16290	2875,4	122,27	10,9
130	3,98	689,251	17485	3060,8	120,59	6,6
140	4,1	629,954	18700	3165,5	123,81	3,8
150	4,23	562,291	19951	3253,3	126,37	4,7
160	4,36	486,153	21199	3383,9	123,52	7,1
170	4,5	390,188	22390	3539,2	116,5	7,0

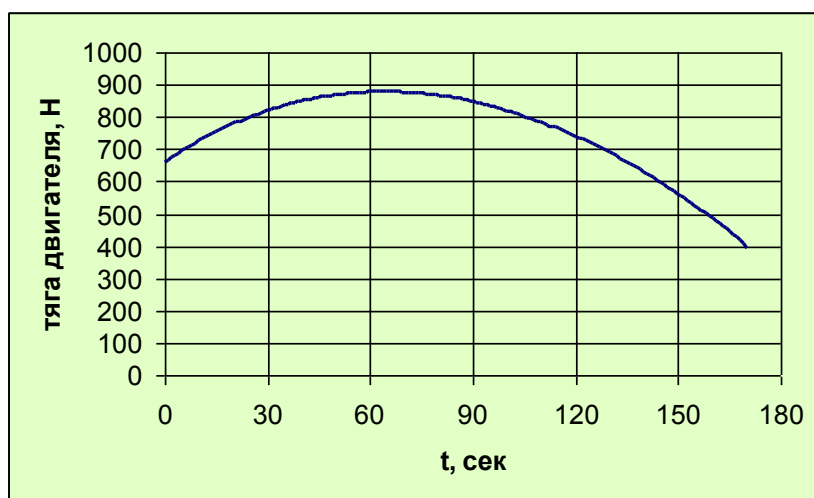


Рис. П1.14. Изменение угла атаки БЛА при наборе высоты по нелинейной траектории

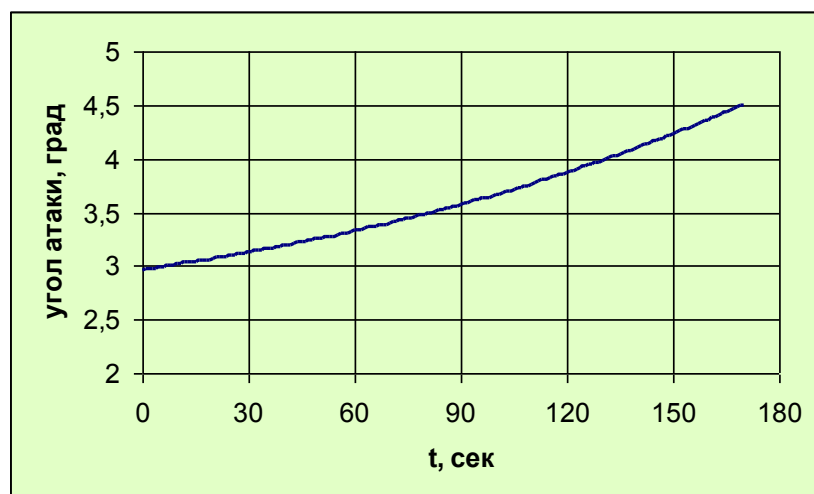


Рис. П1.15. Изменение тяги двигателя БЛА при наборе высоты по нелинейной траектории

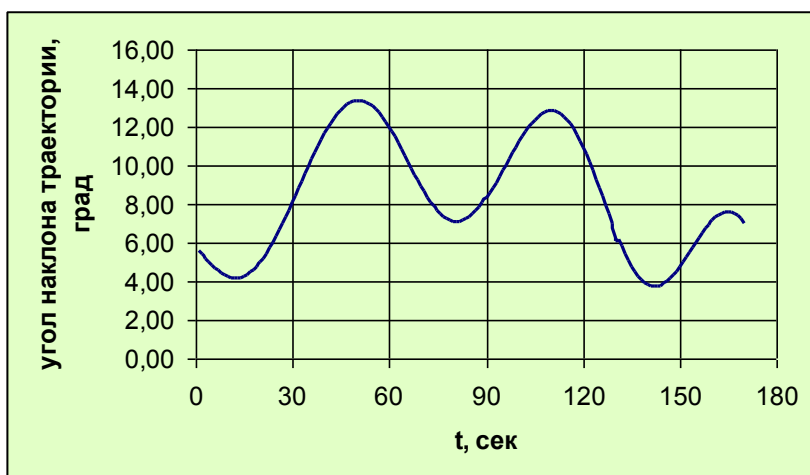


Рис. П1.16. Изменение угла наклона траектории полета БЛА при наборе высоты по нелинейной траектории

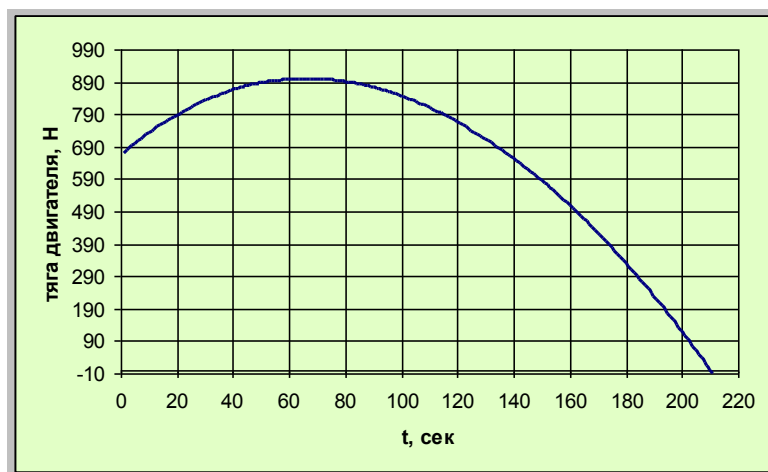


Рис. П1.17. Изменение тяги двигателя БЛА при наборе высоты по нелинейной траектории за 210 сек.

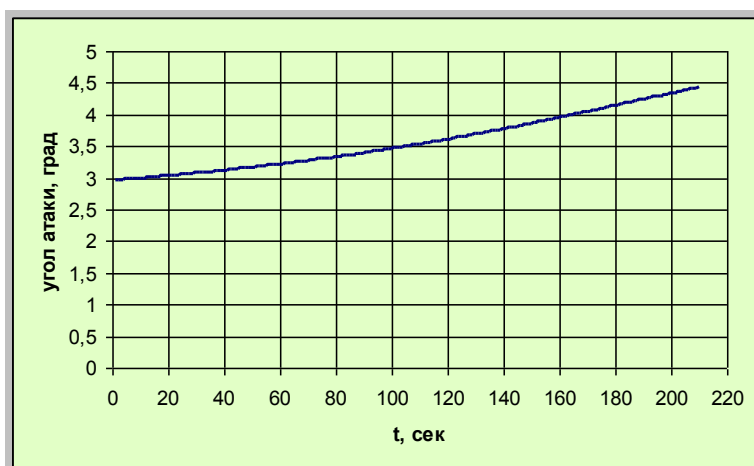


Рис. П1.18. Изменение угла атаки БЛА при наборе высоты по нелинейной траектории за 210 сек.

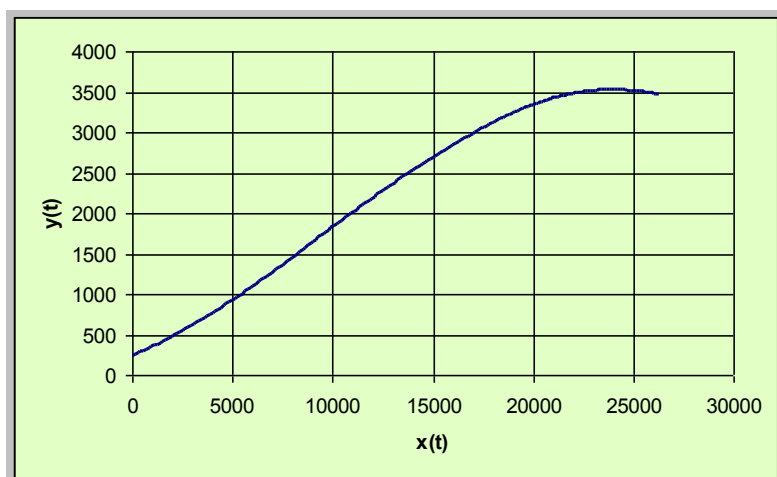


Рис. П1.19. Изменение высоты полета БЛА за 210 сек.
при нелинейной траектории движения

Таблица П1.26

t, сек.	$\alpha(t)$, град	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$x_{\text{план.}}(t)$, м	$z_{\text{план.}}(t)$, м	V(t), м/с
0	2,57	636,56	49,85	0	0	183,3
4	2,57	636,56	49,85	725,4	-92,5	183,302
8	2,57	636,56	49,85	1404,3	-364,1	183,304
12	2,57	636,56	49,85	1993,3	-797,4	183,307
16	2,57	636,56	49,85	2454,8	-1364,8	183,309
20	2,57	636,56	49,85	2759,0	-2029,7	183,310
24	2,57	636,56	49,85	2886,6	-2749,8	183,312
28	2,57	636,56	49,85	2829,4	-3478,9	183,314
32	2,57	636,56	49,85	2591,0	-4170,2	183,315
36	2,57	636,56	49,85	2186,7	-4779,6	183,317
40	2,57	636,56	49,85	1642,4	-5268,0	183,318

Таблица П1.27

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$V_{\text{зад}}(t)$, м/с
0	4,22	500,22	-28,86	125
10	3,74	528,42	-26,50	130,83
20	3,33	557,93	-23,92	136,67
30	2,98	588,76	-21,11	142,5
40	2,67	620,89	-18,07	148,33
50	2,41	654,33	-14,79	154,17
60	2,18	689,07	-11,27	160
70	1,99	725,10	-7,53	165,83
80	1,83	762,42	-3,59	171,67
90	1,69	801,04	0,52	177,5
100	1,57	840,94	4,76	183,3

Таблица П1.28

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$x_{\text{план.}}(t)$, м	$z_{\text{план.}}(t)$, м	V(t), м/с
0	4,22	500,22	-28,86	0	0	125
10	3,74	528,42	-26,50	1243,2	262,2	130,83
20	3,33	557,93	-23,92	2355,2	993,36	136,67
30	2,98	588,76	-21,11	3219,9	2082,8	142,5
40	2,67	620,89	-18,07	3791,6	3416,1	148,33
50	2,41	654,33	-14,79	4076,0	4899,2	154,16
60	2,18	689,07	-11,27	4109,7	6468,3	160
70	1,99	725,10	-7,53	3946,0	8088,6	165,83
80	1,83	762,42	-3,59	3645,7	9748,9	171,66
90	1,69	801,04	0,52	3273,5	11455	177,5
100	1,57	840,94	4,76	2897,8	13219	183,3

Таблица П1.29

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$V_{\text{зад}}(t)$, м/с
0	2,57	636,56	-49,85	183,3
10	2,57	636,56	-49,85	183,3
20	2,57	636,56	-49,85	183,3
30	2,57	636,56	-49,85	183,3
40	2,57	636,56	-49,85	183,3
50	2,57	636,56	-49,85	183,3
60	2,57	636,56	-49,85	183,3
70	2,57	636,56	-49,85	183,3
80	2,57	636,56	-49,85	183,3
90	2,57	636,56	-49,85	183,3
100	2,57	636,56	-49,85	183,3

Таблица П1.30

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$x_{\text{план.}}(t)$, м	$z_{\text{план.}}(t)$, м	V(t), м/с
0	2,57	636,56	-49,85	0	0	183
10	2,57	636,56	-49,85	1710,4	560,46	183,059
20	2,57	636,56	-49,85	2757,5	2025,0	183,109
30	2,57	636,56	-49,85	2734,4	3825,7	183,149
40	2,57	636,56	-49,85	1649,3	5263,3	183,182
50	2,57	636,56	-49,85	-76,77	5779,0	183,209
60	2,57	636,56	-49,85	-1773,2	5172,2	183,231
70	2,57	636,56	-49,85	-2780,5	3678,2	183,250
80	2,57	636,56	-49,85	-2706,9	1877,6	183,265
90	2,57	636,56	-49,85	-1580,7	470,64	183,277
100	2,57	636,56	-49,85	160,17	4,46	183,287

Таблица П1.31

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$V_{\text{зад}}(t)$, м/с
0	2,57	636,56	-49,85	183,3
5	2,57	636,56	-49,85	183,3
10	2,57	636,56	-49,85	183,3
15	2,57	636,56	-49,85	183,3
20	2,57	636,56	-49,85	183,3
25	2,57	636,56	-49,85	183,3
30	2,57	636,56	-49,85	183,3
35	2,57	636,56	-49,85	183,3
40	2,57	636,56	-49,85	183,3
45	2,57	636,56	-49,85	183,3
50	2,57	636,56	-49,85	183,3

Таблица П1.32

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$x_{\text{план.}}(t)$, м	$z_{\text{план.}}(t)$, м	V(t), м/с
0	2,57	636,56	-49,85	0	0	183
5	2,57	636,56	-49,85	899,86	143,66	183,031
10	2,57	636,56	-49,85	1710,4	560,47	183,059
15	2,57	636,56	-49,85	2350,9	1209,1	183,086
20	2,57	636,56	-49,85	2757,5	2025,0	183,109
25	2,57	636,56	-49,85	2889,8	2927,1	183,130
30	2,57	636,56	-49,85	2734,4	3825,7	183,149
35	2,57	636,56	-49,85	2306,7	4631,1	183,166
40	2,57	636,56	-49,85	1649,3	5263,3	183,182
45	2,57	636,56	-49,85	827,5	5659,1	183,196
50	2,57	636,56	-49,85	-76,77	5779,0	183,209

Таблица П1.33

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$V_{\text{зад}}(t)$, м/с
0	5,33	208,2	0	125
50	5,33	208,2	0	125
100	5,33	208,2	0	125
150	5,33	208,2	0	125
200	5,33	208,2	0	125
250	5,33	208,2	0	125
300	5,33	208,2	0	125
350	5,33	208,2	0	125
400	5,33	208,2	0	125
450	5,33	208,2	0	125
500	5,33	208,2	0	125

Таблица П1.34

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$x_{исх.}(t)$, м	$x_{план.}(t)$, м	V(t), м/с
0	5,33	208,2	0	0	0	125
50	5,33	208,2	0	6250	6250	125
100	5,33	208,2	0	12500	12500	125
150	5,33	208,2	0	18750	18750	125
200	5,33	208,2	0	25000	25000	125
250	5,33	208,2	0	31250	31250	125
300	5,33	208,2	0	37500	37500	125
350	5,33	208,2	0	43750	43750	125
400	5,33	208,2	0	50000	50000	125
450	5,33	208,2	0	56250	56250	125
500	5,33	208,2	0	62500	62500	125

Таблица П1.35

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$V_{зад}(t)$, м/с
0	6,580892	526,54	0	112,7
1	6,46051	529,55	0	113,725
2	6,340127	532,59	0	114,75
3	6,225478	535,67	0	115,775
4	6,116561	538,77	0	116,8
5	6,007643	541,9	0	117,825
6	5,898726	545,07	0	118,85
7	5,795541	548,26	0	119,875
8	5,698089	551,48	0	120,9
9	5,600637	554,73	0	121,925
10	5,503185	558,02	0	122,95
11	5,411465	561,33	0	123,975
12	5,319745	564,67	0	125

Таблица П1.36

t, сек.	$\alpha(t)$, град.	P(t), Н	$\gamma(t)$, град.	$x_{исх.}(t)$, м	$x_{план.}(t)$, м	V(t), м/с
0	6,580892	526,54	0	0	0	112,7
1	6,46051	529,55	0	113,2125	113,2	113,7
2	6,340127	532,59	0	227,45	227,4	114,7
3	6,225478	535,67	0	342,7125	342,7	115,7
4	6,116561	538,77	0	459	458,9	116,7
5	6,007643	541,9	0	576,3125	576,2	117,8
6	5,898726	545,07	0	694,65	694,5	118,8
7	5,795541	548,26	0	814,0125	813,8	119,8
8	5,698089	551,48	0	934,4	934,2	120,8
9	5,600637	554,73	0	1055,813	1055,6	121,8
10	5,503185	558,02	0	1178,25	1178	122,9
11	5,411465	561,33	0	1301,713	1301,4	123,9
12	5,319745	564,67	0	1426,2	1425,8	124,9

Таблица П1.37

$Q_{обн.,i}$	δ_p	$x(t), м$	$V(t), м/с$	$P(t), кг$	$T, с$	$q_1(T)$	$q_2(T)$	$q_3(T)$
0,8	90^0	98273,98	99,373	120	741,46	0,00669	0,08184	0,54420
0,8	45^0	98273,94	99,371	60	741,46	0,00669	0,08184	0,54420
0,7	90^0	98273,98	99,373	120	741,46	0,01252	0,11191	0,59025
0,9	90^0	98273,98	99,373	120	741,46	0,00358	0,05985	0,50091

Таблица П1.37 (окончание)

$p_0(T)$	$p_{1,1}(T)$	$p_{1,2}(T)$	$p_{1,3}(T)$	$p_2(T)$	$p_3(T)$
0,00840	0,029284	0,029284	0,029284	0,20850	0,69517
0,00847	0,029284	0,029284	0,029284	0,20850	0,69517
0,00861	0,02952	0,02952	0,02952	0,19698	0,70582
0,00835	0,02907	0,02907	0,02907	0,21843	0,686004

Таблица П1.38

Площадь региона контроля, S	8 000 км ²
Количество зон контроля, n	5
Общее время контроля региона, T	24 ч
Предельная норма времени контроля одним наземным средством, $\tau_{н.}$	5 ч
Предельная норма времени контроля одним воздушным средством, $\tau_{в.}$	4 ч
Предельное количество наземных средств, $N_{н.}$	4
Предельное количество воздушных средств, $N_{в.}$	5
Скорость наземного средства контроля, $V_{н.}$	55 км/ч
Скорость воздушного средства контроля, $V_{в.}$	240 км/ч
Размеры полосы обзора аппаратуры контроля воздушного средства при $H = 1$ км, $a \times b$	0,17 км \times 5 км
Радиус действия РЛС наземного средства, R	10 км
Значение вероятности наличия искомых объектов в j зоне, w_j	0,8

Таблица П1.39

Зона кон- троля	Номер итерации	x_j	y_j	$t_{н.,j}$	$t_{в.,j}$	M_j
1	301	0	1	0	2,82	0,2418
2	101	1	1	2,3	2,71	0,7263
3	156	1	1	3,13	2,61	0,7642
4	1	0	1	0	2,96	0,2518
5	1	0	1	0	2,96	0,2518

Таблица П1.40

Зона кон- троля	Номер итерации	x_j	y_j	$t_{н.,j}$	$t_{в.,j}$	M_j
1	1004	1	1	3,04	3,89	0,7826
2	1516	0	1	0	3,55	0,3300
3	1502	1	1	2,72	1,01	0,7654

В.С. Моисеев, Д.С. Гущина, Г.В. Моисеев

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

Монография

Лицензия № 0209 от 06.10.97

Формат 60x84^{1/16}. Бумага офсетная.
Гарнитура «Таймс». Печать ризографическая.
Усл. печ. л. 12,25. Тираж 100 экз. Заказ К-180.

Министерство образования и науки РТ
Редакционно-издательский центр.
420111, Казань, Дзержинского, 3. Тел. 292-24-76
Отпечатано с готового оригинал-макета
на множительном участке центра