

**В. С. МОИСЕЕВ**

**КОМПЛЕКСЫ  
БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ  
ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ  
ВЕРТОПЕТОВ**



Казань  
2021

**В.С. МОИСЕЕВ**  
**КОМПЛЕКСЫ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ**  
**ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ**  
**ВЕРТОЛЕТОВ**



Казань 2021

УДК 629.735-579:681.518.3

ББК 39.56:39.57-5

М 75

**Редактор серии:**

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

**Моисеев В.С.**

**М 75** Комплексы бортового оборудования перспективных беспилотных вертолетов – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2021. 248 с. (Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»).

**ISBN 978-5-00162–318–2**

В данной книге серии сделана попытка впервые в отечественной литературе рассмотреть основные определения, принципы, классификацию и состав бортовых комплексов беспилотной авиационной техники, включая и такой ее класс как беспилотные вертолеты (БВ). Даны описания задач, решаемых основными комплексами общего назначения, и приведены примеры их зарубежных и отечественных образцов. Особое внимание в работе уделено бортовым комплексам целевого назначения БВ, для которых приведен их полный состав, характеристики и основные зарубежные и доступные отечественные образцы.

В заключение монографии рассматривается существующая и оригинальные методики оптимизации состава формируемых Разработчиком БВ бортовых комплексов общего и целевого назначения.

Книга предназначена для студентов и аспирантов соответствующих направлений обучения и разработчиков беспилотной авиационной техники.

УДК 629.735-579:681.518.3

ББК 39.56:39.57-5

**ISBN 978-5-00162–318–2**

© Моисеев В.С., 2021

## СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА СЕРИИ .....	6
ВВЕДЕНИЕ .....	10
Глава 1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ, ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И КЛАССИФИКАЦИЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ.....	11
1.1. Понятие комплекса бортового оборудования беспилотной авиационной техники .....	11
1.2. Цели, принципы и способы построения бортовых комплексов БЛА .....	15
1.3. Состав комплексов бортового оборудования беспилотных вертолетов .....	20
1.4. Способы размещения бортового оборудования БВ....	23
1.5. Функционирование бортовых комплексов при типовом профиле полетов БВ.....	25
Глава 2. БОРТОВЫЕ КОМПЛЕКСЫ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ .....	28
2.1. Комплекс средств энергетического оборудования БВ.....	28
2.1.1. Системы электроснабжения.....	29
2.1.2. Гидравлические и газовые системы .....	38
2.1.3. Перспективы развития систем энергетического оборудования БВ .....	40
2.2. Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования БВ .....	49
2.2.1. Аппаратура радиоуправления вертолетом .....	50
2.2.2. Радионавигационные (спутниковые) системы .....	52
2.2.3. Радиотелеметрические системы .....	57
2.2.4. Бортовые системы опознавания .....	59

2.3. Комплекс управления полетом и бортовым оборудованием БВ.....	64
2.3.1. Работа комплекса управления на различных этапах полета БВ.....	65
2.3.2. Краткая характеристика существующих систем автоматического управления БВ .....	69
2.3.3. Структура аппаратно-программного комплекса управления полетом и бортовым оборудованием БВ.....	74
2.3.4. Метод цифровой стабилизации программного движения центра масс БВ .....	89
<b>Глава 3. КОМПЛЕКСЫ ЦЕЛЕВОГО ОБОРУДОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ .....</b>	<b>111</b>
3.1. Бортовые оптико-электронные системы .....	111
3.2. Бортовые радиолокационные системы.....	133
3.3. Бортовые лазерные локационные системы .....	145
3.4. Бортовая аппаратура ретрансляции радиосигналов .	162
3.5. Бортовая аппаратура радиоэлектронного и оптикоэлектронного противодействия .....	166
3.6. Целевое оборудование имитационных беспилотных вертолетов.....	170
3.7. Целевое оборудование боевых беспилотных вертолетов .....	173
3.8. Целевое оборудование беспилотных вертолетов двойного назначения .....	176

Глава 4. НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОГО СОСТАВА БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ БВ .....	183
4.1. Существующая постановка задачи оптимизации состава информационных и приборных комплексов ЛА .....	184
4.2. Многокритериальный выбор оптимальных элементов формируемого бортового комплекса беспилотного вертолета .....	191
4.3. Оптимизация состава комплекса целевого оборудования разведки и наблюдения информационных БВ .....	203
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	217
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ .....	218
ПРИЛОЖЕНИЕ 1 .....	226
ПРИЛОЖЕНИЕ 2 .....	234

## ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА СЕРИИ

Беспилотная вертолетная техника является актуальным направлением развития современной авиационной науки и техники. На эффективность такой техники указывалось в ряде отечественных и зарубежных работ по беспилотным летательным аппаратам.

Как показывает практика, развитие отечественного беспилотного авиастроения находится на стадиях разработки и частичного внедрения весьма незначительного числа образцов.

Кроме этого, следует отметить повсеместное увлечение у нас в стране и за рубежом беспилотными ЛА разнообразных самолетных схем и практически полное отсутствие литературы по теории, разработке и применению беспилотных вертолетов для решения широкого круга военных и гражданских задач. Этот существенный пробел предполагается начать устранять путем издания книг серии «Современная беспилотная вертолетная техника», в которой будут рассмотрены следующие вопросы:

- современное состояние и перспективы развития теории и практики беспилотной вертолетной техники;
- силовые установки и бортовые комплексы беспилотных вертолетов;
- предварительное проектирование и конструирование беспилотных вертолетов;
- аэродинамика, динамика полета и управление беспилотными вертолетами;
- применение беспилотных вертолетов при решении военных и гражданских задач.

В данной серии в 2019-2021 г.г. были опубликованы следующие работы:

**1. Моисеев В.С. Беспилотные вертолеты. Современное состояние и перспективы развития. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2019. 596 с.**

Первая монография предлагаемой серии посвящена постановке актуальной в настоящее время проблеме создания и применения беспилотной вертолетной техники для решения широкого круга военных и гражданских задач.

В рамках решения этой проблемы, следуя системному подходу, рассмотрены современное состояние и перспективы развития наземного и бортовых комплексов беспилотных вертолетов, тактики применения вертолетов различного назначения, конструкции, методов предварительного проектирования и расчета на прочность наиболее распространенных одновинтовых беспилотных вертолетов, а также вопросы аэродинамики и динамики полетов таких вертолетов по требуемым траекториям. Особое внимание уделено методам формирования программного управления движением беспилотных вертолетов по таким траекториям.

Книга предназначена для студентов и аспирантов соответствующих направлений обучения и специалистов организаций-разработчиков беспилотной вертолетной техники.

**2. Моисеев В.С. Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. 284 с.**

В монографии с позиций системного подхода рассматривается современное состояние и перспективы развития силовых установок беспилотных вертолетов различных классов и назначения.

Основное внимание уделяется методам оптимального выбора маршевого двигателя разрабатываемого вертолета, которые отсутствуют в существующей литературе.

Существующие и перспективные силовые установки беспилотных вертолетов описываются по классам применяемых в них тепловых и электрических двигателей. Для перспективных вертолетов в состав силовых установок предлагается включить в ка-

честве стартовых ускорителей и тепловых имитаторов воздушных целей твердотопливные реактивные двигатели.

Книга предназначена для студентов, аспирантов, научных и инженерно-технических работников, специализирующихся в области разработки беспилотной вертолетной техники.

**3. Моисеев В.С. Комплексы бортового оборудования перспективных беспилотных вертолетов. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2021. 248 с.**

В данной книге серии сделана попытка впервые в отечественной литературе рассмотреть основные определения, принципы, классификацию и состав бортовых комплексов авиационной беспилотной техники, включая и такой ее класс как беспилотные вертолеты (БВ). Даны описания задач, решаемых основными комплексами общего назначения, и приведены примеры их зарубежных и отечественных образцов. Особое внимание в работе уделено бортовым комплексам целевого назначения БВ, для которых приведен их полный состав, характеристики и основные доступные зарубежные и отечественные образцы.

В заключение монографии рассматривается существующая и оригинальные методики оптимизации состава формируемых Разработчиком БВ бортовых комплексов общего и целевого назначения.

Книга предназначена для студентов и аспирантов соответствующих направлений обучения и разработчиков беспилотной авиационной техники.

Редактор надеется, что предлагаемая серия будет полезна разработчикам беспилотной вертолетной техники и послужит толчком для более глубокого развития теоретических основ и практических методов создания и применения беспилотных вертолетов различного назначения.

Материал книг данной серии может использоваться как введение в рассматриваемую проблему студентами и аспирантами, которые желают специализироваться в области разработки и применения перспективных беспилотных вертолетов.

С опубликованными книгами серии можно ознакомиться в научно-технических библиотеках страны и скачать их тексты, размещенные на сайте «**Моисеев-БПЛА.рф**».

Все замечания и предложения по участию в опубликовании материалов по проведенным исследованиям и разработкам в области беспилотной вертолетной техники можно направлять по адресу электронной почты: **em131@yandex.ru** Моисееву Виктору Сергеевичу.

Автор благодарит к.т.н., доц. Моисееву Л.Т. за большой труд по оформлению текста этой книги.

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

## ВВЕДЕНИЕ

Перспективные беспилотные вертолеты (БВ) предназначены для решения достаточно сложных задач в различных сферах их применения, которые достаточно подробно рассмотрены в монографии [1]. При этом для практического подтверждения свойства «беспилотности» решения таких задач процессы применения БВ должны быть обеспечены значительным числом наземных и бортовых устройств, объединенных в соответствующие системы, которые будем называть *комплексами*.

Состав и функции наземного и бортовых комплексов применительно к БЛА самолетных схем достаточно подробно для середины 2000-х годов изложены в малодоступной для широкой аудитории фундаментальной работе [2], в которой частично рассматриваются и БЛА винтокрылых (вертолетных) схем.

Для беспилотной вертолетной техники с учетом ее специфики и современного состояния и тенденций развития беспилотной авиационной техники, электроники и информатики такое изложение в существующей литературе отсутствует.

Общие вопросы построения комплексов бортового оборудования беспилотных вертолетов приведены в монографии [1]. В данной работе эти вопросы излагаются в более подробной форме.

# **Глава 1. ОПРЕДЕЛЕНИЕ, ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И КЛАССИФИКАЦИЯ БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ**

К настоящему времени в мире и у нас в стране накоплен достаточно большой объем информации в виде статей и монографий по беспилотной авиационной технике. В этих работах присутствует достаточно произвольная трактовка понятия оборудования БЛА, с помощью которого осуществляется на практике решение поставленных перед ними военных и гражданских задач. В частности, широко применяется взятое из повседневной терминологии понятие «полезной нагрузки БЛА», хотя по массогабаритным и другим ограничениям бесполезной нагрузки на их борту не бывает. Поэтому для создания полноценной теории разработки и применения беспилотной авиационной техники необходимо четкое определение понятий «бортовое оборудование БЛА» и «бортовые комплексы БЛА». На важность этих компонент беспилотной авиационной техники указывает тот факт, что в настоящее время по оценкам специалистов их стоимость составляет порядка 30-40% общей стоимости БЛА.

В данной главе предлагается один из подходов к определению отмеченных выше понятий.

## **1.1. Понятие комплекса бортового оборудования беспилотной авиационной техники**

Анализ существующей к настоящему времени литературы показал отсутствие четкого определения понятий «бортовое оборудование (БО)» и «комплекс БО» беспилотных ЛА (БЛА) различных конструктивных схем. При этом в работе [6] отмечается, что вероятность успешного решения поставленных перед БЛА задач существенно зависит от его приборного осна-

щения. В существующих работах присутствует достаточно произвольная трактовка состава БО БЛА, под который в основном понимается их приборное оснащение, аналогичное авиационным приборам традиционных пилотируемых ЛА [3].

Приведем определения БО и комплекса БО БЛА, основываясь на аналогичных понятиях работы [2].

*Бортовое оборудование БЛА* – совокупность агрегатов, приборов, систем и комплексов, устанавливаемых на его борту для обеспечения программного и дистанционного управляемого полета и решения целевых задач в соответствии с назначением БЛА.

Это оборудование используется для измерения, преобразования, обработки и передачи информации на пункт управления, для выработки управляющих воздействий на БЛА и его системы, а также для текущего контроля его технического состояния.

Для решения целевых задач в составе БО БЛА применяются разведывательные, имитационные системы, средства радио- и оптикоэлектронного противодействия, авиационные средства поражения, системы ретрансляции радиосигналов и специальное оборудование для БЛА двойного применения [1].

Так же как и в пилотируемой авиации [3], бортовое оборудование БЛА развивалось от простейших приборов и агрегатов до сложных автоматизированных комплексов в процессах расширения и усложнения военных и гражданских задач, возлагаемых на беспилотную авиационную технику. При этом широкое применение получает современная цифровая техника и микроэлектроника, что способствует расширению функций БО, снижению его массогабаритных характеристик и повышению надежности.

Традиционно БО БЛА представляет собой совокупность *бортовых систем*, предназначенных для решения одной или нескольких функциональных задач. Такие системы часто объединяются в комплексы.

*Комплексом БО* (КБО) будем называть определенную совокупность взаимосвязанных бортовых систем, работающих по определенному алгоритму и решающих несколько самостоятельных задач. Такие комплексы являются формой структурной интеграции БО, позволяющей эффективно использовать полетную и целевую бортовую информацию, оптимизировать аппаратный состав оборудования и алгоритмы работы применяемых цифровых вычислительных средств. Применение последних существенно облегчает комплексирование БО.

Эффективность КБО, в основном, определяется его точностью и надежностью, которые рассчитываются на основе точностных характеристик применяемых датчиков и алгоритмов обработки информации, а также параметров надежности аппаратуры и структуры комплекса [59].

Перспективными направлениями развития комплексов БО БЛА являются использование языков высокого уровня для создания модульного бортового программного обеспечения, а также применение в перспективных комплексах систем искусственного интеллекта [5].

Предлагаемая классификация бортовых комплексов БЛА приведена на Рис. 1.1.

В этой классификации вместо общего понятия «комплекс БО» предлагается использовать частные понятия «Бортовые комплексы БЛА», которые включают в себя как компоненты первого традиционного понятия, так и аппаратуру, агрегаты (устройства), входящие в состав комплексов целевого назна-

чения рассматриваемых БЛА. Такие компоненты на Рис. 1.1 объединены понятием «бортовая система».

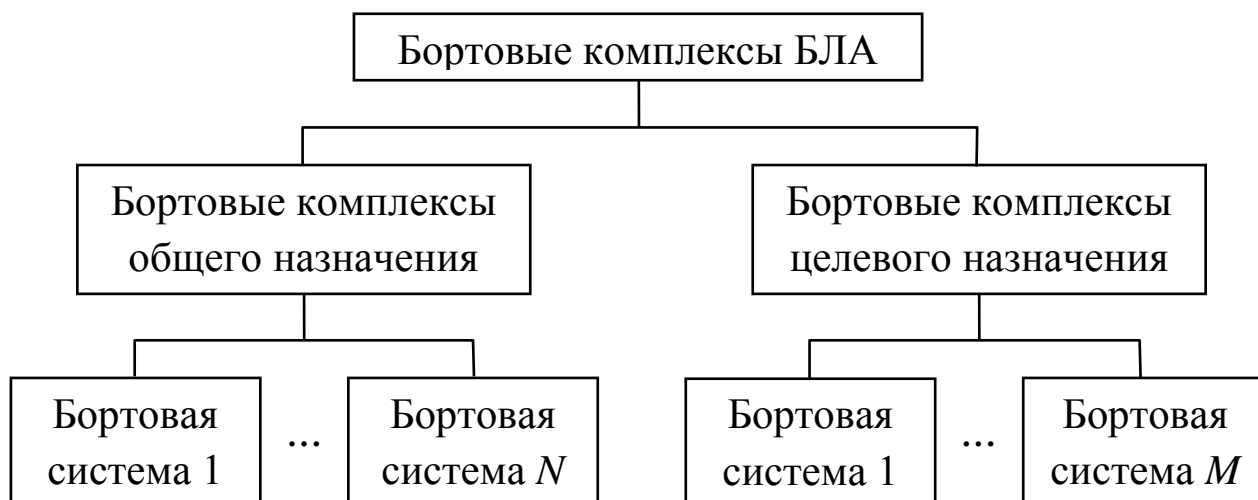


Рис. 1.1

Бортовые комплексы БЛА в связи с их функциональным назначением (информационные, имитационные, боевые, вспомогательные (двойного назначения) БЛА [5]) могут быть подразделены на следующие виды, представленные на Рис. 1.2.



Рис. 1.2

Характерной особенностью приведенных специализированных комплексов является объединение (интеграция) в их составе отдельных бортовых систем из состава бортовых комплексов общего и целевого назначения.

Отметим, что все введенные выше понятия полностью относятся к такому классу БЛА, как беспилотные вертолеты (БВ) [1].

## **1.2. Цели, принципы и способы построения бортовых комплексов БЛА**

Рассмотрим существующие подходы к комплексированию бортового оборудования ЛА.

В работе [4] предлагается проводить такое комплексирование на базе бортовых средств вычислительной техники. При этом для объединяемого оборудования рекомендуется широко использовать микропроцессорную технику в форме микроЭВМ.

Современные бортовые комплексы могут иметь *централизованную, федеративную и распределенную (сетевую) структуру*.

*Централизованная структура* включает в себя одно достаточно мощное вычислительное устройство (бортовую ЭВМ), которая выполняет все операции по сбору, хранению и обработке всей измерительной и управляющей информации, поступающей от соответствующего бортового оборудования (бортовых систем) и пункта управления БЛА.

*Федеративная структура* подразумевает использование для связи вычислительных средств и бортовых систем БЛА магистралей типа «общая шина».

*Распределенная структура* представляет собой локальную бортовую вычислительную сеть, где к каждому вычислительному устройству подключены собственные «поставщики» и «потребители» указанной выше информации.

В отмеченной выше работе выделяются следующие этапы развития бортового оборудования ЛА, которые, на наш взгляд, применимы и к БЛА:

- 1) отдельные самостоятельные приборы и устройства;
- 2) автономные бортовые системы (БС);
- 3) БС с собственными аналоговыми вычислительными устройствами;
- 4) комплексы БС централизованной структуры;
- 5) комплексы с интеграцией БС и вычислительных средств в форме бортовых сетей.

Отметим, что последний этап подчинен идее создания единых бортовых комплексов БЛА (см. Рис. 1.2), в которых все требования к БО более низкого уровня определяются потребностями в нем соответствующих БС. При этом состав и структура таких комплексов формируется как единое целое.

В работе [6] отмечается, что практически любой бортовой комплекс БЛА (энергообеспечения, наблюдения, связи и т.п.) является заимствованным из пилотируемой авиации и адаптированным к конкретным условиям его применения в беспилотном варианте. При этом основной акцент ставится на комплекс автоматического управления БЛА, наличие которого отличает его от дистанционно пилотируемого ЛА (ДПЛА) [2].

В работе [6] приводится общий состав бортовых комплексов БЛА наблюдения и фотографирования подстилающей поверхности, на наш взгляд, некорректно названный «полезной нагрузкой». Используется понятие «бортовой комплекс БЛА», который должен обеспечивать решение следующих задач:

- определение навигационных параметров, углов ориентации и параметров движения (угловых скоростей и ускорений) БЛА;

- навигация и управление при его полете по заданной траектории;
- стабилизация углов ориентации аппарата в полете;
- выдача в радиоканал передачи данных телеметрической информации о навигационных параметрах и углах ориентации.

В этой работе приведен типовой состав такого комплекса, который включает в себя:

- блок инерциальной навигационной системы (ИНС);
- приемник спутниковой навигационной системы (СНС);
- блок автопилота;
- датчик воздушной скорости;
- накопитель полетных данных;
- контроллер двигателя.

Управляющие команды автопилота выдаются в форме стандартных широтно-импульсных модулированных (ШИМ) сигналов, подходящих к большинству типов бортовых исполнительных механизмов БЛА.

Основными недостатками работы [6], на наш взгляд, являются ограниченность функций и состава предлагаемого бортового комплекса БЛА, который, по сути, является традиционной системой автоматического управления, а также предложение использовать для связи БЛА и пункта управления остронаправленные антенны с соответствующими системами управления. Последнее резко увеличивает значение такого важнейшего критерия как стоимость беспилотных авиационных комплексов [5].

Впервые понятие «бортовой комплекс управления (БКУ) БЛА» был введен в статье [7]. В его составе предложено выделять следующие основные системы: *измерительную, вы-*

*числительную и исполнительную*, структурные особенности которых существенным образом отличаются для БЛА тактического, оперативного и стратегического назначения.

Для тактических БЛА, к классу которых в основном относятся разрабатываемые БВ [1], из-за ограничений по стоимости и массогабаритным характеристикам в основном используются нераспределенные нерезервированные БКУ. При этом их измерительная и вычислительная системы, как правило, размещаются в одном корпусе. В измерительных системах таких БВ используются малогабаритные ИИС и простейшие приемники спутниковых навигационных систем (СНС).

В вычислительных системах БКУ используются операционные системы реального времени (ОСРВ) в виде «монолитного ядра» (Free RTOS, MAV Link, Lyns OS и др.).

Исполнительная система БКУ формируется, в основном, на базе электромеханического привода.

В приведенной статье более подробно рассматриваются архитектурные особенности БКУ БЛА оперативного и стратегического назначения.

В статье [8] применительно к созданию бортового радиолокационного комплекса межвидового применения для БЛА малой и средней дальности рассматриваются различные подходы к комплексированию (интеграции) бортовых систем, такие как комплектование, аппаратная интеграция, функциональная интеграция и технологическая интеграция. При этом под интеграцией систем понимается объединение различных по назначению систем в единый комплекс для достижения их общей цели при рациональном использовании бортовых ресурсов БЛА.

В этой работе отмечается особая актуальность и важность интеграции при рассмотрении вопросов создания и применения комплексов бортового оборудования БЛА.

Рассмотрим краткую характеристику каждого вида комплексирования систем.

Комплектование – простейшая форма интеграции, при которой множества целей и ресурсов не «пересекаются», а новое качество комплекса получается как «сумма» результатов работы каждой из объединяемых систем. Данный вид комплексирования редко применяется из-за массогабаритных и энергетических ограничений, присущих БЛА малой и средней дальности.

Функциональная интеграция подразумевает объединение в комплекс функционально полных систем, например, ИНС и радиовысотомера (РВ).

Аппаратная интеграция дает возможность достигнуть новых целей на основе одних и тех же бортовых ресурсов БЛА.

Технологическая интеграция является наиболее сложной формой комплексирования, предполагающей объединение различных систем, имеющих общие цели и ресурсы на стадии разработки и изготовления комплекса.

Примером такого комплекса является интегрированная инерциально-спутниковая система (ИСС) навигации БЛА. В этом виде интеграции отсутствуют функционально полные системы, а комплексирование осуществляется на уровне модулей, подсистем, датчиков и исполнительных механизмов.

Целью совмещенных в едином процессе создания бортовых комплексов функциональной и технологической интеграции, которая является важным и актуальным перспективным направлением создания бортовых комплексов, является

обеспечение максимальной эффективности БЛА на каждом этапе и режиме его полета.

### **1.3. Состав комплексов бортового оборудования беспилотных вертолетов**

Новое поколение беспилотных вертолетов (БВ) должно принципиально отличаться от существующих образцов. Это отличие касается их целевого предназначения. Tактический БВ нового поколения, выступая в качестве боевого, активно-информационного и (или) управляющего средства, должен иметь возможность включаться в единую информационно-космическую и наземную сеть системы управления, что выдвигает следующие качественно новые требования к решаемым задачам и бортовому оборудованию:

- обеспечение высокого уровня оперативности получения информации на любом этапе проведения операции;
- практически «мгновенная» реакция на изменение внешней обстановки и обеспечение функционирования в любых условиях операций, в том числе в сложной сигнальной и помеховой обстановке;
- целеуказание и целераспределение при применении оружия;
- реализация совместных режимов работы при полетах БВ в группах;
- способность эффективно функционировать в ходе группового применения БВ при решении задач коллективной и собственной обороны;
- совместная обработка информации от различных информационных каналов;
- высокая скрытность функционирования.

Перечисленные функции существенно изменяют существующие структурные и функциональные схемы бортового оборудования БЛА [6-8].

Комплексы бортового оборудования БВ можно разделить на пять групп, представленных на Рис. 1.3.

*Первую группу* образует энергетическое оборудование (электрические, гидравлические и газовые системы), обеспечивающие энергией все бортовые системы. Структуры всех энергетических систем аналогичны. Типовыми элементами энергосистем являются: источник энергии, преобразователь энергии, система (сеть) передачи и управления энергией, потребитель энергии (исполнительный механизм).

*Второй группой* бортового оборудования является комплекс радиоэлектронного оборудования, который решает задачи программного и радиокомандного управления при пилотировании БВ, обеспечивая прием и передачу управляющей, телеметрической информации, диагностику состояния бортовых систем, связь с персоналом беспилотного вертолетного комплекса (БВК), командованием и потребителями информации [1].

*Третья группа* оборудования – целевая нагрузка. Ее функции и состав определяются целевым назначением БВ. В числе этих функций – обнаружение целей с помощью ИК-, ТВ- и РЛ-аппаратуры, постановка заградительных помех, определение координат наземного излучателя в заданном диапазоне частот, выдача сигналов управления оружием для боевых БВ, замер промаха, увеличение эффективной площади рассеяния (ЭПР) для имитационных БВ, ретрансляция сигналов и т.д.



Рис. 1.3

*Четвертая группа* – вспомогательное оборудование, которое предназначается для решения задач БВ двойного назначения, включающих в себя вспомогательные военные БВ и БВ гражданского назначения [1].

*Пятую группу* составляют средства управления полетом БВ и его бортовым оборудованием.

Отметим, что бортовое оборудование первой, второй и пятой групп присутствует на всех БВ независимо от их целевого назначения. Третья и четвертая группы дополнительно устанавливаются на специализированные БВ.

#### **1.4. Способы размещения бортового оборудования БВ**

Следует отметить, что бортовое оборудование современного БВ представляет собой совокупность большого количества сложнейших устройств самого различного назначения и принципов действия. Причем взаимосвязи между отдельными устройствами обладают значительным многообразием, и границы между бортовыми системами являются весьма условными.

Перспективные беспилотные вертолетные комплексы (БВК) предназначены для выполнения широкого круга задач – мониторинговых, транспортных, поисково-спасательных, исследовательских, военных и др. [1]. Естественно, что функциональные возможности и конкретный состав бортовых систем БВ существенным образом будет зависеть от выполняемых задач.

При проектировании БВ очень важно обеспечить максимально плотную компоновку его оборудования, но исключая вместе с тем вредное взаимное влияние бортовых систем. Чем выше плотность компоновки оборудования, тем меньше габариты и масса вертолета.

*Плотность компоновки* различных составных частей БВ зависит от многих факторов. К их числу можно отнести: конструктивные особенности размещения и закрепления агрегатов (оборудования), совершенство и состав бортовой аппаратуры, форму корпуса вертолета, режимы работы двигателя и характеристики его топлива, а также аэродинамическую схему БВ.

Рассмотрим, следуя работе [2], каким образом все эти факторы влияют на качество компоновки бортового оборудования БВ.

Для иллюстрации целесообразно рассмотреть два способа размещения и крепления различных частей бортовой аппаратуры в отсеках корпуса БВ.

*Первый способ* состоит в закреплении отдельных блоков оборудования БК на единой конструкции типа «этажерка». Этот способ характерен для крепления элементов аппаратуры, унифицированных для применения в различных типах БВ. Примером может служить размещение стандартизированной радиотелеметрической аппаратуры [1]. В рассматриваемом способе неминуемы большие потери полезного объема и избыточная масса за счет конструкции «этажерка», обеспечивающей жесткую сборку элементов аппаратуры в единый комплекс, а также большие затраты массы на межблочные электрические связи.

*Второй способ* заключается в моноблочной сборке элементов бортовой аппаратуры. Он предусматривает персональную разработку аппаратуры под проектируемый бортовой комплекс (систему) и обеспечивает сборку отдельных ее частей с помощью элементов конструкции корпуса с минимальными затратами массы. В этом варианте сборка частей аппаратуры удачно сочетается с электрическими коммуникациями,

прокладываемыми по всему моноблоку с определенной стороны при минимальном расходе электропроводки. Моноблочная сборка аппаратуры стала возможной благодаря отказу от корпусного исполнения ее конструкции. Такая сборка обеспечивает более плотную компоновку и в конечном итоге приводит к значительному снижению массы.

Наиболее выгодной, с точки зрения Разработчика БВ, является бортовая аппаратура, выполняемая в виде *монофункционального блока*, когда в одном блоке совмещаются однотипные функции, повторяющиеся в различных частях аппаратуры при ее блочном исполнении. Многофункциональный блок бортовой аппаратуры является более легким и более компактным. Кроме этого, за счет применения единого вторичного источника электропитания можно упростить первичный источник тока. Однако для создания многофункционального блока нужен единый Разработчик всей бортовой аппаратуры БЛА и, следовательно, требуется изменение сложившейся организационной структуры проектных организаций, а возможность этого пока весьма проблематична.

По этой причине в современных условиях чаще применяют указанный выше первый способ компоновки бортового оборудования. Но при этом моноблочная компоновка оборудования по-прежнему остается весьма перспективной.

### **1.5. Функционирование бортовых комплексов при типовом профиле полетов БВ**

Рассмотрим типовые задачи функционирования бортовых комплексов БВ. Эти задачи иллюстрирует Рис. 1.4, поясняющий общую (типовую) схему применения БВ [1].



Рис. 1.4

После вертикального взлета БВ выводится на траекторию программного полета по маршруту в рабочую зону непосредственного решения целевой задачи. При полете по маршруту используются навигационные средства и системы, обеспечивающие необходимую точность вывода БВ в заданную зону.

В зависимости от тактической обстановки полет БВ на разных этапах маршрута может проходить на различной высоте. Как правило, он выполняется по программе, учитывающей несколько промежуточных пунктов маршрута (ППМ).

На отдельных участках маршрута для коррекции траектории полета или ведения попутной разведки и опознавания могут использоваться бортовые телевизионные или инфракрасные системы, радиолокационные станции и аппаратура опознавания. Сигналы от этих устройств передаются в пункт управления (ПУ) БВ. Оператор управления БВ на основе этой информации может произвести коррекцию траектории полета вертолета, изменить маршрут или по решению командира расчета ПУ характер выполняемой задачи. Для контроля состояния агрегатов и систем БВ, также параметров траектории его полета используется телеметрический радиоканал. Сигналы, передаваемые по этому каналу от бортовых систем и аппаратуры, поступают в ПУ в систему отображения информации его персонала.

При входе БВ в зону выполнения целевой задачи включается бортовая аппаратура, предназначенная для решения этой задачи (ОЭС, РЛС), аппаратура радиоэлектронного и оптико-электронного противодействия, имитаторы характеристик воздушных целей (ВЦ), оружие и др. Информация от этих систем передается в ПУ, обрабатывается и документируется его вычислительными системами. Операторы пункта контролируют выполнение бортовыми системами целевых задач или непосредственно участвуют в их решении. При необходимости они должны осуществлять радиокомандное управление полетом БВ и его бортовыми системами.

После решения целевой задачи БВ программно переводится на траекторию обратного маршрута.

Конечным пунктом маршрута является заданная точка в районе посадки, которая обычно является точкой его старта.

Функционирование БВ и его комплексов на обратном маршруте аналогично его функционированию при полете в зону выполнения целевой задачи. При вхождении БВ в финишную зону включаются системы обеспечения посадки.

Посадка может выполняться как программно при вхождении БВ в зону посадки, так и по соответствующим командам с пункта управления или носимого пульта управления БВ. Этап посадки является завершающим этапом процесса непосредственного применения БВ.

В последующих главах книги будут детально рассмотрены бортовые системы БВ в составе их комплексов, приведенных на Рис. 1.3.

## Глава 2. БОРТОВЫЕ КОМПЛЕКСЫ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Данный класс бортовых комплексов БВ применяется во всех вертолетах, независимо от их назначения. При их формировании необходимо придерживаться подходов, описанных в Разд. 1.2, с обязательным выполнением требований минимизации массогабаритных и стоимостных характеристик, применяемых в конкретном комплексе устройств, агрегатов и бортовых систем.

### 2.1. Комплекс средств энергетического оборудования БВ

Оборудование беспилотной авиационной техники, обеспечивающее энергией все бортовые системы, подразделяется на *электрические, гидравлические и газовые системы* [2]. Структуры всех этих энергетических систем содержат следующие типовые элементы:

- источники энергии;
- преобразователи энергии;
- системы передачи и управления вырабатываемой энергией;
- потребители энергии.

Выбор рациональных видов энергии, способов преобразования и передачи энергии должно определяться в первую очередь свойствами и параметрами потребителей (принципом их действия и видом потребляемой энергии). Для БВ основными потребителями энергии являются бортовое радиоэлектронное оборудование (БРЭО), бортовой комплекс управления, целевое и вспомогательное оборудование.

В современных бортовых системах основные процессы их функционирования реализуются за счет использования элек-

трической энергии [2]. Силовые агрегаты управления для малоразмерных беспилотных аппаратов также обычно являются электрическими. Однако с увеличением массы БВ (более 150-200 кг), скорости и дальности полета БЛА функции и необходимые характеристики силовых приводов значительно увеличиваются [2, 7].

Принципиально все задачи управления БЛА с помощью силовых приводов могут решаться только электротехническими средствами [2]. Поэтому не случайно во всем мире время от времени дискутируется вопрос о создании «чисто электрических» летательных аппаратов без гидравлических и газовых систем.

Разработка концепции «электрического вертолета», тем более беспилотного, является, на наш взгляд, перспективной задачей авиационной науки и техники [1].

Приведем краткую характеристику энергетических систем, применяемых как на оригинальных БВ различного назначения, так и на беспилотных вариантах пилотируемых вертолетов.

Как было замечено выше, главную роль в беспилотной авиационной технике играют системы обеспечения ее бортовых компонентов электрической энергией.

### ***2.1.1. Системы электроснабжения***

Рассмотрим общий состав бортовой системы электроснабжения ЛА [9, 10], который может быть использован при разработке различных образцов БВ.

Бортовая система электроснабжения БВ (бортовая СЭС БВ) предназначена для бесперебойного обеспечения бортового оборудования электроэнергией требуемого качества. *Системой электроснабжения* принято называть совокуп-

ность устройств для производства и распределения электроэнергии.

Для питания бортового оборудования в настоящее время применяется электроэнергия постоянного тока напряжением 28 В, переменного однофазного или трехфазного с нейтралью тока с напряжением 200/115 В, частотой 400 Гц, переменного трехфазного без нейтрали тока с линейным напряжением 36 В, 400 Гц. Суммарная мощность генераторов на борту может составлять от 20 кВт для небольших самолетов или вертолетов [10].

В состав бортовой СЭС входят источники тока, аппаратура регулирования, управления и защиты, бортовая сеть с распределительными устройствами, устройствами защиты цепей потребителей, а также устройствами защиты от радиопомех, статического электричества и электромагнитных излучений.

На борту используются первичные и вторичные источники электроэнергии. К первичным источникам относятся бортовые электрогенераторы, аккумуляторные батареи и топливные элементы [12]. К вторичным источникам относят трансформаторы и преобразователи.

Надежность системы электроснабжения БВ является одним из основополагающих факторов успешного выполнения их полетов. Для повышения надежности СЭС БВ могут применяться основные, резервные и аварийные источники электроэнергии.

Основные источники обеспечивают потребности в электроэнергии в нормальных условиях полета.

Резервные источники питают потребителей при нехватке мощности основных источников, вызванной отказами в СЭС.

Аварийные источники питают только жизненно важные системы БВ, без которых невозможно безопасное завершение полета вертолета.

На электрооборудование БВ воздействует ряд неблагоприятных факторов, таких как вибрации, ускорения, большие перепады температуры и давления, ударные нагрузки, агрессивные среды паров топлива, масел и спецжидкостей. Конструктивными требованиями к агрегатам электрооборудования являются их высокая механическая и электрическая прочность при минимальном весе и габаритах, пожаровзрывобезопасность, относительная простота в эксплуатации, полная взаимозаменяемость однотипных изделий и т.д.

Рассмотрим характеристику отдельных элементов СЭС БВ.

По принципу действия авиационные генераторы не отличаются от аналогичных наземных генераторов, но обладают рядом особенностей, таких как малый вес и габариты, большая плотность тока якоря, принудительное воздушное, испарительное или жидкостное охлаждение, высокая частота вращения ротора, применение высококачественных конструкционных материалов [10].

В качестве источников тока обычно применяют бесконтактные синхронные генераторы переменного тока и коллекторные генераторы постоянного тока. Обычно генераторы конструктивно входят в состав силовых установок БВ. При этом частота вращения турбовальных и поршневых двигателей вертолетов стабилизирована регулированием их мощности, потребной для вращения несущего винта.

Построение электрических сетей зависит от назначения БВ, его конструктивных особенностей и применяемого бор-

тового оборудования. Генераторы всегда работают в комплексе с аппаратурой защиты и управления.

На БВ в качестве вторичных источников тока кроме аккумуляторных батарей и топливных элементов [12] могут применяться электромашинные преобразователи и статические полупроводниковые преобразователи (инверторы). Электромашинный преобразователь представляет собой агрегат, состоящий из электродвигателя постоянного тока и генератора переменного тока, механически закрепленных на одном валу. Принцип действия такого преобразователя основан на двукратном преобразовании электрической энергии в электрических машинах – двигателе и генераторе. Схема стабилизации оборотов (частоты вращения) обычно расположена в коробке управления. Наиболее широко распространены преобразователи серий ПО (однофазные на 115 В), ПТ (трехфазные на 200/115 В или 36 В) и ПТО (комбинированные). При КПД в пределах 50-60 % мощность электромашинного преобразователя может быть от 125 ВА (ПТ-125Ц) до 6 кВА (ПО-6000). Недостатком таких преобразователей является необходимость регулярного технического обслуживания (обычно через каждые 100 часов налета или наработки) и контроля состояния щеточно-коллекторных узлов (ЩКУ) с заменой щеток токосъемников по мере их износа.

Статические преобразователи преобразуют постоянный ток в переменный с помощью управляемых полупроводниковых приборов (транзисторов, тиристоров). КПД таких преобразователей может достигать 85 %, что особенно важно при аварийном питании БВ от аккумуляторов.

При необходимости получить от генератора, связанного с маршевым двигателем БВ с изменяющейся частотой враще-

ния, напряжение стабильной частоты он подключается к редуктору через привод постоянных оборотов (ППО). Широкое применение в СЭС ЛА нашла гидростатическая схема ППО дифференциального типа (гидронасос-гидромотор), в которой механическая энергия вращения, отбираемая от вала маршевого двигателя, преобразуется в энергию давления рабочего тела – масла. Регулирование частоты вращения осуществляется гидравлическим центробежным автоматом, управляющим производительностью гидронасоса. В большинстве двигателей БВ генераторы переменного тока работают на постоянной частоте вращения, обусловленной стабильностью оборотов двигателя.

Выпрямительное устройство (ВУ) – агрегат СЭС, состоящий из трехфазного понижающего трансформатора, полупроводникового трехфазного выпрямителя и иногда – тиристорной схемы стабилизации при изменении нагрузки. Мощность различных типов ВУ может лежать в пределах от 3 до 12 кВт. Для принудительного охлаждения выпрямительного устройства используется встроенный вентилятор. Распространенные типы ВУ, такие как ВУ-6А и ВУ-6Б мощностью 6 кВт, стабилизации не имеют и напряжение на выходе прямо зависит от напряжения на входе.

На БВ тяжелого класса может применяться смешанная схема электроснабжения, из сетей постоянного тока и сетей переменного тока стабильной или нестабильной частоты, а также дополнительные сети для питания различной сложной бортовой аппаратуры (автономные системы электроснабжения).

К примеру, генератор переменного тока может работать от воздушной турбины, которая, в свою очередь, работает на

отбираемом от компрессора вертолетного ГТД газе. Такой агрегат называется турбогенератором.

На современных БВ аккумуляторные батареи (АКБ) применяются в качестве аварийных источников электроэнергии для питания потребителей, без которых невозможно нормальное выполнение их полета. В свою очередь, аккумуляторы могут питать аварийные преобразователи тока (обычно небольшие электромашинные или статические) для таких потребителей, требующих питания переменным током. В течение полета аккумуляторы работают совместно с генераторами постоянного тока. В настоящее время широко используются свинцовые, серебряно-цинковые и никель-ионные и другие виды аккумуляторных батарей (АКБ). Продолжительность полета БВ при питании СЭС только от АКБ может сильно варьироваться от нескольких часов до нескольких минут.

Бортовая электрическая сеть (БЭС) БВ представляет собой систему передачи электроэнергии от источников к приемникам и состоит из шин, электропроводки, распределительных устройств, коммутационной и защитной аппаратуры [10]. Сети условно делятся на централизованные, децентрализованные и смешанные. В централизованной сети электроэнергия подводится вначале к шинам центральных распределительных устройств (ЦРУ), а затем к периферийным распределительным устройствам (РУ) в виде распределительных панелей (РП), распределительных коробок (РК) и распределительных щитков (РЩ), для питания всего бортового и целевого оборудования БВ. В децентрализованной БЭС ЦРУ отсутствуют в принципе, и распределение электроэнергии производится сразу по РК и РП потребителей. Также существует БЭС смешанного типа, имеющая признаки централизованной

и децентрализованной сетей. Для повышения надежности применяется деление бортсети на, например, сеть постоянно-го тока (левая и правая), или сеть первого, второго или третьего генераторов. Сети могут питаться параллельно (на общую нагрузку) от работающих генераторов, при этом отказ одного из них не приводит к обесточиванию сети.

В случае отказа генератора (генераторов) сеть должна автоматически подключиться к соседней исправной сети. В случае неисправности в самой сети, например, коротком замыкании, сеть остается обесточенной, но часть потребителей этой сети (при условии их исправности) могут быть переключены на питание от другой сети (переключаемые шины). Небольшая часть БЭС, к которой подключены важные потребители, питается от аккумуляторной шины напрямую в течение всего полета. Часть бортового оборудования подключается к шинам двойного питания (также называемых аварийными шинами, (АВШ)), которые в нормальном режиме работают от генераторов/ВУ, но в случае аварии автоматически подключаются к аккумуляторной шине, либо к постоянно подключенным всем источникам (аккумуляторы, ВУ, генераторы и др.), а от АВШ питаются отключаемые шины, которые отключаются при отказе всех или почти всех основных источников. Такая сложная система коммутации сетей преследует только одну цель – максимальное повышение живучести системы электропитания БВ при разнообразных отказах и повреждениях. В перспективе результаты текущего контроля параметров работы генераторов и элементов бортсети БВ должны передаваться по телеметрическому каналу в пункт управления (ПУ) БВ [1].

Как правило, вся коммутационная и защитная аппаратура СЭС БВ для удобства обслуживания и монтажа должна компактно сосредотачивается в распределительных устройствах.

Для защиты СЭС применяются самые различные устройства: предохранители, автоматы защиты сети (АЗС), различные реле, трансформаторы тока. Из плавких предохранителей наиболее распространены СП (стеклянный плавкий), срабатывание которых проверяется визуально по перегоранию элемента, рассчитанные на токи от 0,25 А до 30 А, ПМ (плавкий малоинерционный), имеющий выступающий из корпуса сигнализатор срабатывания при перегорании элемента, выпускаемые на токи от 1 А до 75 А. На токи в сотни ампер выпускаются предохранители ТП (тугоплавкие), они применяются для защиты источников, а также особо мощных потребителей.

Одними из главных потребителей электроэнергии являются бортовые электродвигатели. Типы и варианты применения таких двигателей приведены в работах [10-12].

В работе [2] обсуждаются достоинства и недостатки СЭС беспилотной авиационной техники на постоянном и переменном токах. В ней отмечается, что целесообразность перехода на постоянный ток повышенного напряжения сдерживалась на практике трудностями создания щеточно-коллекторных узлов электромашин (особенно работающих на больших высотах) и ограничениями по абсолютным значениям токов, передаваемых через коллекторные узлы и коммутаторы. Это заставило внедрить на самолетах в 60-е годы прошлого века системы переменного тока.

В числе основных преимуществ систем переменного тока отмечаются:

- возможность перевода на питание переменным током более 85% потребителей (по мощности);
- легкость трансформации напряжений;
- отсутствие коллекторных узлов в электромашинах;
- меньшая масса генератора и больший КПД;
- отсутствие электролиза аккумуляторов и как следствие – коррозии при однопроводных сетях постоянного тока;
- простота преобразования в постоянный ток.

К недостаткам систем переменного тока относятся:

- необходимость создания приводов постоянных оборотов (ППО) для применяемых генераторов;
- сложность обеспечения параллельной работы генераторов;
- невозможность использования электрохимических источников в качестве аварийных.

Возврат к системам постоянного тока повышенного напряжения позволит существенно сократить массу, прежде всего проводки (однопроводная вместо трехпроводной) и отказаться от приводов постоянных оборотов для генераторов.

Признано, что постоянный ток предпочтительнее для исполнительных механизмов с большими пусковыми моментами и необходимостью регулирования скорости, а также используемых электромагнитов, бортовых систем и цепей управления.

Теоретически повышенное напряжение приводит к почти пропорциональному уменьшению массы электромашин и, как следствие, к росту коэффициентов предельной силовой напряженности [2].

В настоящее время признаны наиболее эффективными следующие виды СЭС ЛА:

- трехфазные системы переменного тока 120/208 В («звезда» с заземленной нейтралью) и частотой от 400 до 2000 Гц;

- системы постоянного тока с напряжением 250-270 В.

### ***2.1.2. Гидравлические и газовые системы***

Такие системы предназначены для преобразования кинематической энергии рабочей жидкости или газа в механическое движение органов управления вертолетом. В качестве таких органов на БВ выступают агрегаты аппаратуры управления несущим и рулевым винтами, а также горизонтальным оперением вертолета. Эти агрегаты, представляющие собой электрогидравлические устройства, работают в двух режимах:

- программного управления;
- ручного управления оператором БВ.

В общем случае для обеспечения надежности работы гидросистема включает в себя две подсистемы – основную и дублирующую. Последняя должна включаться в работу автоматически при выходе из строя основной подсистемы.

Гидравлическая система вертолета состоит из следующих элементов:

- баки с рабочей жидкостью;
- насосы переменной производительности;
- автоматы разгрузки насосов;
- краны включения сетей источников давления и потребителей;
- кран включения аварийного питания;
- обратные клапаны;
- трубопроводы;
- фильтры.

В качестве рабочей жидкости в гидросистемах БВ могут использоваться авиационные масла АМГ-10 и НГЖ-5У [11].

Насосы гидросистемы, которые имеют привод от главного редуктора вертолета или от электродвигателей, должны обеспечивать переменное рабочее давление, соответствующее максимально потребному для одного из гидроагрегатов.

При использовании электродвигателей в качестве приводов насосов повышается надежность гидросистемы за счет невозможности ее отказа при выходе из строя маршевого двигателя вертолета.

Для разгрузки насосов гидросистемы применяются обратные клапаны, обеспечивающие слив излишков рабочей жидкости в ее баки. Эти клапаны участвуют при переключении насосов на холостой ход.

В гидросистемах вертолетов используются двухпозиционные электрогидравлические краны с электромагнитным управлением. При минимальном давлении в основной подсистеме происходит переключение питания потребителей на дублирующую подсистему. В случае отказов насосов гидросистемы включается аварийное питание потребителей от гидроаккумуляторов, заряженных техническим азотом.

Трубопроводы гидросистемы выполняются из стальных, алюминиевых и гибких трубок.

Точность фильтрации рабочей жидкости составляет порядка 12-16 мкм. Фильтрация необходима при попадании в систему посторонних твердых частиц (пыль, износ агрегатов и т.п.) при монтаже и демонтаже отдельных гидроагрегатов, а также при заправке (дозаправке) ее баков плохо профильтрованной рабочей жидкостью. Наличие таких частиц в системе может привести к отказу ее агрегатов. При обнаружении за-

грязнений в трубопроводах или в отдельных гидроагрегатах система должна быть однократно промыта бензином и двукратно рабочей жидкостью.

Также отрицательное влияние на гидросистему оказывает сильная вибрация при полете БВ, которая может нарушить герметизацию трубопроводов, перетирание их гибких шлангов и разрегулирование гидроагрегатов.

Отметим, что по оценкам специалистов и существующей статистике по пилотируемым вертолетам масса гидросистемы вертолета составляет 1-2% его взлетной массы.

Подробное описание гидросистем ЛА приведено в работе [31].

Источником холодного газа в газовых системах является газовый баллон, компрессор, а горячего газа – тепловой маршевый двигатель вертолета.

Опыт разработки беспилотной авиационной техники показывает практически полное отсутствие таких систем на существующих образцах БЛА. Это связано с особенностями рабочих тел (воздух, газ) газовых приводов, которые существенно зависят от температуры окружающей среды. Другим недостатком таких приводов является большой расход рабочего тела, что ограничивает время их работы (1-3 мин). Особо существенным недостатком газовых приводов является сжимаемость рабочих тел. Вследствие этого они имеют меньшие значения быстродействия и точности работы, чем гидравлические и электрические приводы [2].

### ***2.1.3. Перспективы развития систем энергетического оборудования БВ***

В работе [2] утверждается, что принципиально все задачи управления беспилотной авиационной техникой могут ус-

пешно решаться электротехническими устройствами. Подтверждением этого является активная тенденция к «электрификации» БЛА [1, 60]. Отметим, что в последней работе приведена библиография статей по указанной проблеме.

Анализ показал, что применение перспективных электроприводов повышенного постоянного тока позволит по сравнению с гидроприводами в 2-3 раза улучшить массовую отдачу и в 4-6 раз – быстродействие бортовых приводов управления БЛА. При этом такие приводы могут работать в перегрузочных режимах при увеличении потребного тока в 3-5 раз [2].

Важным аспектом применения перспективных электроприводов является широкое использование в них микропроцессорного управления [2]. Это позволит заложить в память микроконтроллера требуемые зависимости типа «вход-выход» и управлять приводом в соответствии с ними. Кроме этого привод достаточно просто перепрограммируется под новый образец БВ.

На наш взгляд, перспективная беспилотная авиационная техника должна быть максимальным образом «электрифицирована» как путем применения электрических маршевых двигателей, так и электроприводов систем управления.

Из этого следует, что комплекс средств бортового энергетического оборудования перспективных БВ должен рассматриваться как электроэнергетический комплекс [60]. Выбор структуры и параметров такого комплекса обусловлен решаемыми БВ задачами, количеством требуемой мощности и временем, в течение которого эту мощность необходимо поставлять бортовым потребителям. Сложность решения этой проектной задачи определяется многообразием типов источников электроэнергии различной физической природы [10].

К соответствующим системам электроснабжения (СЭС) БВ могут быть предъявлены более низкие требования по надежности, чем для пилотируемых вертолетов, но более жесткие требования по массе и занимаемому объему. Одним из путей достижения этих целей является использование в СЭС комбинированных источников электроэнергии, включающих в себя устройства различной физической природы (генераторы, аккумуляторы, топливные элементы, суперконденсаторы (ионисторы)) [60].

Основным требованием к оригинальным БВ является требование их минимальной стоимости [1, 12]. С точки зрения электроэнергетического обеспечения их функционирования эта цель достигается при создании СЭС таких вертолетов минимальной сложности с минимальными значениями стоимости элементов системы.

Рассмотрим структуры СЭС перспективных БВ, имеющих минимальное число элементов.

При использовании в силовой установке тепловых двигателей [12] предлагается использовать СЭС, структурная схема которой приведена на Рис. 2.1.

В данной структуре основным источником электроэнергии, механически связанным с валом маршевого двигателя БВ, является *стартер-генератор* постоянного тока, который осуществляет его запуск и выработку требуемой электроэнергии. Примером такого устройства является стартер-генератор СТГ-3 мощностью 3 кВт, вырабатывающий стандартное бортовое напряжение 27 В [10].

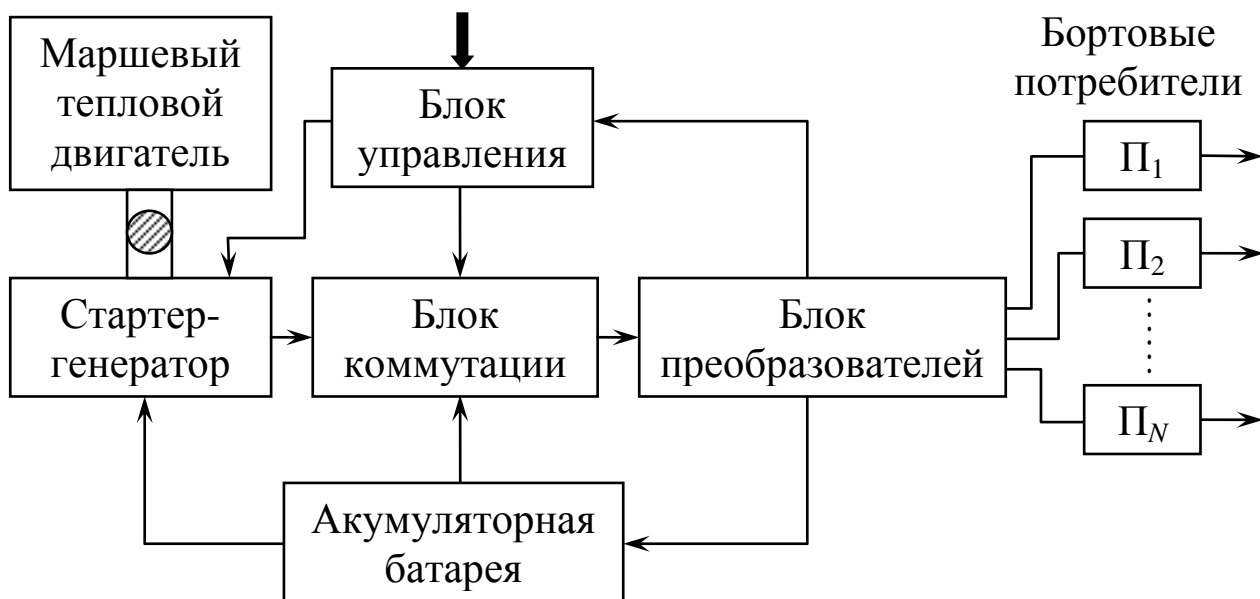


Рис. 2.1

В качестве дополнительного источника питания применяется *аккумуляторная батарея*, используемая для включения стартер-генератора при запуске маршевого двигателя, при его отказе в полете и при возникновении пиковых нагрузок в системе.

*Блок коммутации* осуществляет включение/выключение цепей питания бортовых потребителей электроэнергии по программе, заложенной в микропроцессорном *блоке управления*. Эта программа представляет собой совокупность циклограмм (временных графиков) работы бортовых систем БВ в процессе выполнения конкретного полетного задания. В каждой из этих цепей используются соответствующие элементы *блока преобразователей*, осуществляющих получение напряжения и тока, требуемых для работы каждого конкретного потребителя. В состав этого блока входят средства защиты в виде предохранителей.

*Блок управления* СЭС получает требуемую информацию от комплекса управления полетом и бортовым оборудованием БВ, рассмотренным в Разд. 2.3. Заметим, что в предлагаемой

СЭС предусмотрена возможность подзарядки ее аккумуляторов в процессе выполнения полетов БВ.

Для перспективных БВ, оснащенных электрическим маршевым двигателем с аккумуляторной системой питания [12] предлагается структура СЭС, представленная на Рис. 2.2. Для маршевых электрических двигателей (ЭД) перспективных БВ [1, 12] применяются безгенераторные СЭС на базе аккумуляторных батарей (АКБ) и батарей топливных элементов (БТЭ). Структура СЭС на базе АКБ представлена на Рис. 2.2.

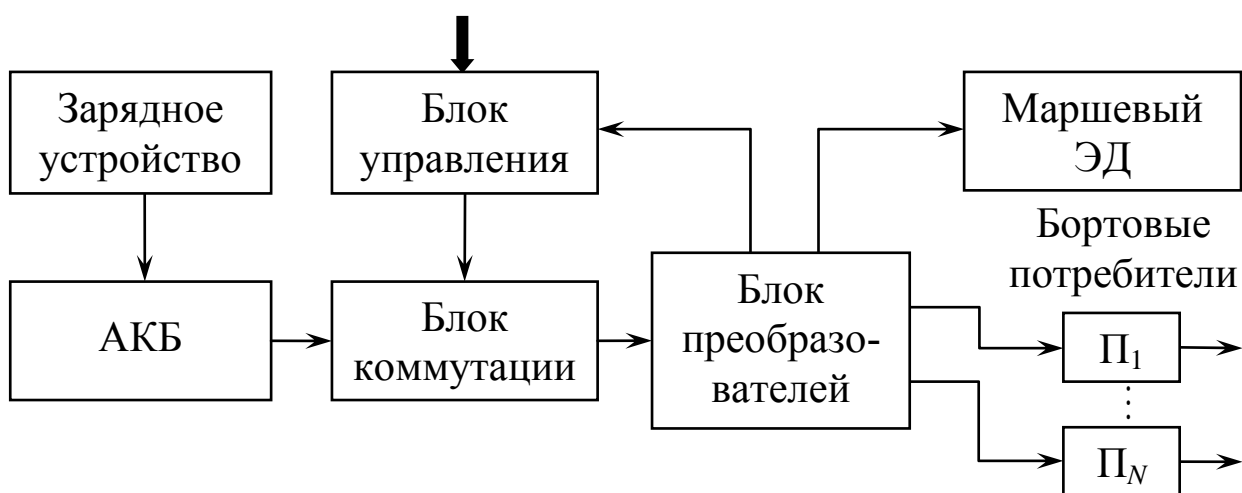


Рис. 2.2

*Зарядное устройство* включает в себя цепи подключения к наземному источнику электроэнергии из состава оборудования машины технического обслуживания и ремонта (МРТО) беспилотного вертолетного комплекса [1]. Кроме этого, в его состав входят регулятор зарядного тока (напряжения), микропроцессорная система управления зарядкой АКБ, выполняющая следующие функции:

- контроль уровня заряда и параметров АКБ;
- отключение зарядного устройства при возникновении аварийных ситуаций.

Основным элементом данной СЭС является *аккумуляторная батарея*, основным потребителем которой является маршевый ЭД БВ.

Как отмечается в работе [60], традиционно в бортовом питании использовались кислотно-свинцовые, никель-кадмиевые, серебряно-цинковые и другие типы аккумуляторов. В настоящее время в мировой практике на электрических БЛА наиболее используемыми являются литий-ионные АКБ. Удельная энергия таких батарей значительно выше, чем у батарей на основе тяговых аккумуляторов [12]. Кроме этого, литий-ионные батареи имеют меньшие значения массогабаритных характеристик по сравнению с указанными выше типами аккумуляторов при хороших электрических параметрах.

В Табл. 2.1 приведены параметры и характеристики одного из литий-ионных аккумуляторов, из которых путем их последовательного и параллельного соединений формируется АКБ с требуемыми электрическими параметрами [12].

*Таблица 2.1*

Напряжение, В	3,6
Емкость, А·ч	27
Энергетическая плотность, Вт/кг	260
Ток зарядки, А	27
Максимальный ток зарядки, А	54
Пиковый ток зарядки, А	108
Габариты, мм	97×272×7,6
Масса, кг	0,385

Особенности класса литиевых аккумуляторов и их основные характеристики приведены в статье [60].

Применение таких аккумуляторов в СЭС БВ позволяет резко снизить их массу и габариты по сравнению с использованием тяговых аккумуляторов, рассмотренных в работе [12].

Для БВ-ретрансляторов [1], которые должны находиться в воздухе максимальное время, можно использовать лазерный способ подзарядки АКБ без их посадки, схема которого достаточно подробно описана в работе [60]. В этом случае мобильная наземная лазерная станция передает энергию от ее генератора с помощью лазерного луча на чувствительные элементы матрицы лазерных диодов, входящих в состав бортового зарядного устройства АКБ. В приемнике этого устройства используются фотогальванические элементы, подобранные под длину волны лазера и интенсивность пучка излучения. Эти элементы переводят лазерную энергию в электрическую, которая осуществляет подзарядку АКБ вертолета.

Отметим, что функции *блоков управления, коммутации и преобразователей* аккумуляторной СЭС БВ полностью аналогичны этим блокам генераторной СЭС, представленной на Рис. 2.1.

Формирование параметров АКБ СЭС БВ можно осуществить с использованием доработанной методики их выбора для системы питания маршевого ЭД вертолета, подробно описанной в монографии [12].

Перспективными источниками бортовой электроэнергии являются топливные элементы (ТЭ), рассмотренные в указанной книге. Для БВ с маршевым ЭД структура СЭС на базе таких элементов приведена на Рис. 2.3.

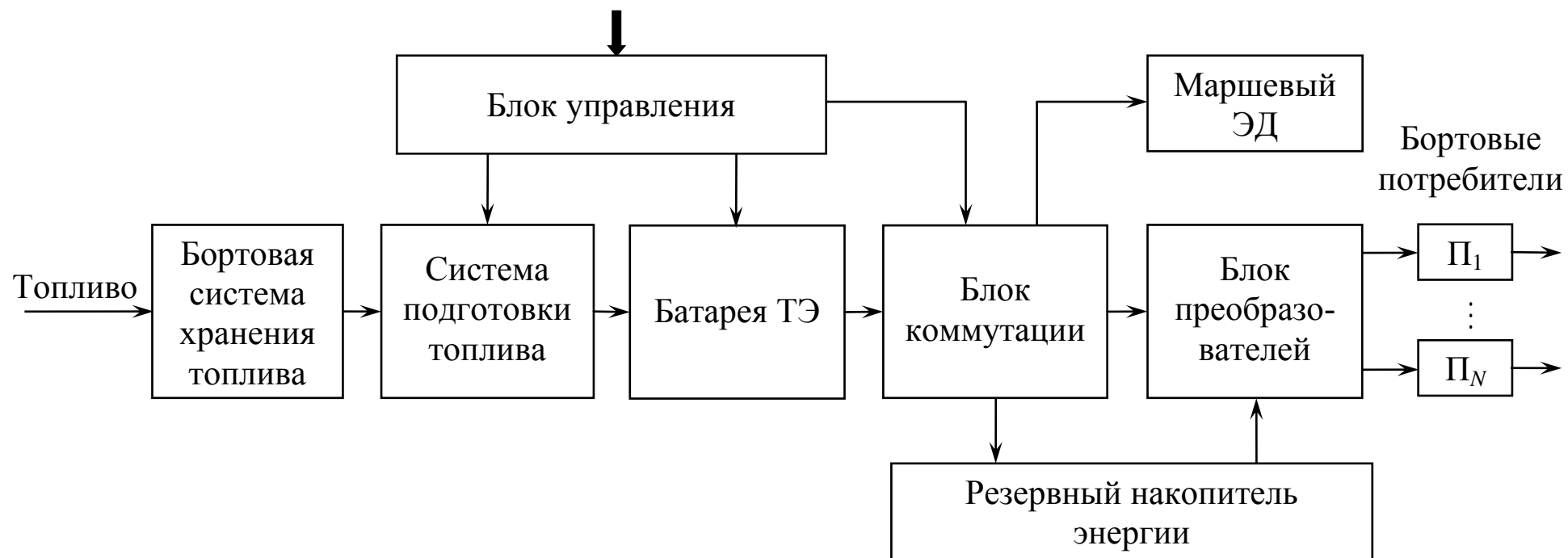


Рис. 2.3

В качестве методики расчета параметров батареи ТЭ СЭС данного типа может быть использована доработанная методика для системы питания от ТЭ маршевого ЭД БВ, представленная в работе [12]. В этой книге подробно рассматривается гибридная СЭС, предложенная специалистами ЦИАМ, включающая в себя в качестве источников подсистему выработки первичной электроэнергии с использованием ТЭ и подсистему формирования вторичной электроэнергии на базе турбогенераторной установки. Фрагмент структуры такой системы приведен на Рис. 2.4.

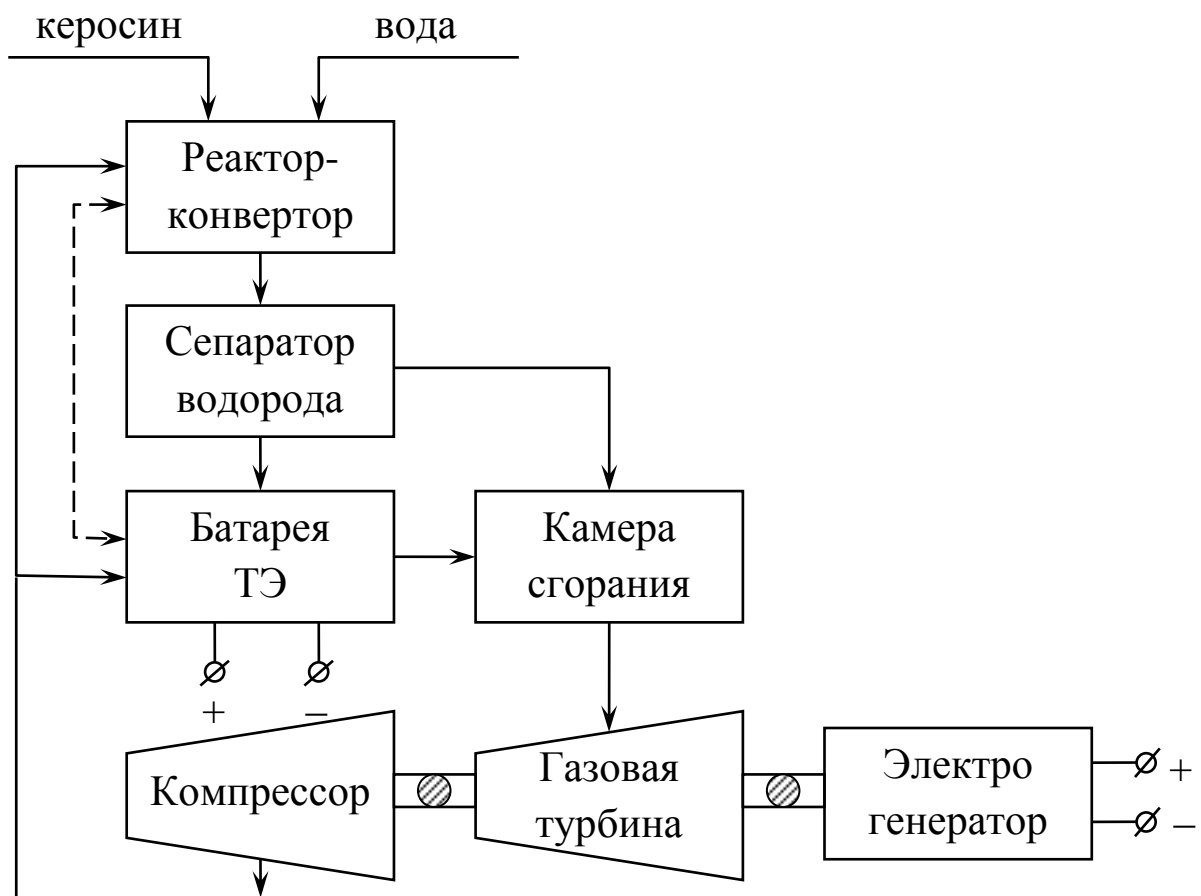


Рис. 2.4

На наш взгляд, в этой системе электроэнергия, вырабатываемая батареей ТЭ, должна использоваться для питания  $N$  бортовых потребителей, а вырабатываемая электрогенератором – для маршевого ЭД БВ. Последнее при выборе более

мощного генератора позволит использовать гибридную СЭС при разработке тяжелых БВ.

Отметим, что такая система включает в себя отмеченные выше блоки управления, коммутации и преобразования, которые связаны как батареей ТЭ, так и электрогенератором СЭС.

После выбора типа СЭС производится ее конструирование путем конкретизации элементов системы, описанных в начале данного раздела.

## **2.2. Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования БВ**

Основной компонентой этого комплекса является радиоканал приема-передачи данных, который используется для радиоуправления БВ и радиотелеметрии его технического состояния.

Приведем некоторые определения [2].

Под *радиоуправлением* понимается управление процессами или объектами (ЛА, ракетами, снарядами, морскими кораблями и другими движущимися объектами) с помощью методов и средств радиоэлектроники.

*Радиотелеметрия* имеет целью измерение на расстоянии различных величин и передачу полученных данных с помощью методов и средств радиоэлектроники.

Все названные области применения радиоэлектроники включают передачу, прием и преобразование информации с помощью электромагнитных волн (ЭМВ), а радиоэлектронные системы и средства, предназначенные для решения этих задач, объединяются одним общим понятием – информационные радиоэлектронные системы (РЭС). Во второй половине XX столетия стали широко развиваться радиоэлектронные

методы и средства, в которых энергия ЭМВ используется не для передачи информации, а, напротив, для подавления радиоэлектронных систем. К таким системам относятся различные системы и средства радиоэлектронного противодействия (РЭП).

Передача информации радиоэлектронными средствами осуществляется сообщениями в виде сигналов. *Радиосигналами* называют высокочастотные электромагнитные колебания, параметры которых изменяются по закону передаваемого сообщения. Управление сигналами выполняется с помощью модуляции. При этом используют амплитудно-модулированные (АМ), фазомодулированные (ФМ) и частотно-модулированные (ЧМ) радиосигналы. Из них наибольшее развитие и распространение получили АМ-радиосигналы.

С развитием новых областей радиоэлектроники (радиолокации, радиоуправления, телевидения, многоканальной связи, космической связи и др.) значительно возросло применение ФМ- и ЧМ-радиосигналов, радиосигналов со сложными видами модуляции (кодоимпульсной (КИМ), амплитудно-импульсной (АИМ), частотно-импульсной (ЧИМ) и др.).

К настоящему времени разработаны такие сложные импульсные сигналы, как фазоманипулированные сигналы, импульсные сигналы с линейной частотной модуляцией и др. Они обладают более высокими потенциальными характеристиками и поэтому широко используются в современной радиолокации, радиоуправлении, связи и других областях.

### ***2.2.1. Аппаратура радиоуправления вертолетом***

Основными характеристиками информационно-командного радиоканала (ИКРК) управления БВ являются: диапазон рабочих частот, мощность передатчика и чувствительность

приемника, виды сигналов, стабильность рабочих частот, дальность связи и некоторые другие.

Структура бортовой части ИКРК комплекса бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) БВ приведена на Рис. 2.5 [1].

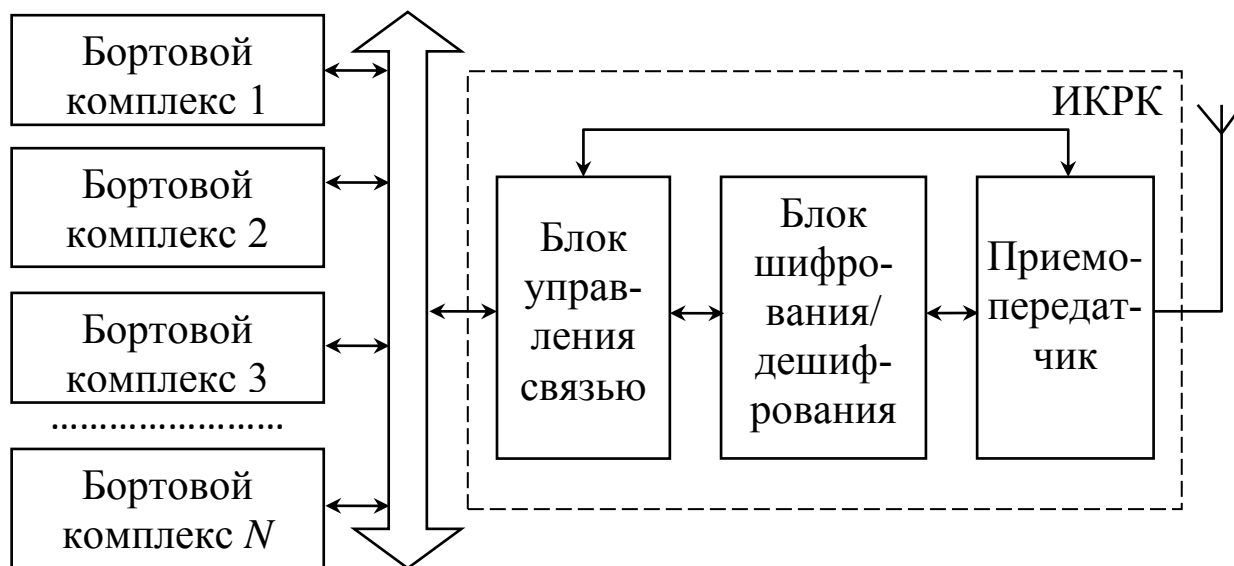


Рис. 2.5

В работе [13] приведены общие требования к радиоканалам связи с БЛА, которые применимы и для беспилотных вертолетов.

Дальность связи с БВ определяется дальностью распространения пространственных радиоволн и техническими параметрами передатчика, приемника и антенно-фидерного устройства.

Наиболее эффективным способом увеличения дальности действия ИКРК является применение принципов автоматической активной ретрансляции (см. Разд. 3.4). *Активный одноканальный ретранслятор* строится на базе двух радиостанций. Он принимает сигналы на одной частоте и ретранслирует на другой.

Мощность передатчика, отдаваемая в антенну, определяется требуемой дальностью действия, величиной затухания

радиолинии, чувствительностью приемника, параметрами антенных устройств.

Для приема сообщений на БВ устанавливаются антенна и приемное устройство. Электромагнитные колебания (смесь радиосигнала и помехи), достигая приемной антенны, возбуждают в ней ЭДС. В законе изменений ЭДС содержится передаваемое сообщение. Под действием ЭДС на выходе приемника создается ВЧ-напряжение, которое в дальнейшем усиливается и преобразуется так, что из сложных ВЧ-колебаний выделяется первичный электрический сигнал. Процесс восстановления первичного сигнала происходит в результате демодуляции (детектирования) – обратного модуляции процесса, а в системах с кодированием – в процессе демодуляции и декодирования.

### ***2.2.2. Радионавигационные (спутниковые) системы***

Спутниковые системы навигации предназначены для выдачи радиосигналов с космических навигационных спутников на приемники, находящиеся на борту БВ [1]. Эти приемники при соответствующей обработке сигналов формируют навигационную информацию (координаты, высоты и значения скорости по трем направлениям) и сигналы точного времени. В настоящее время в радионавигации используются две космические системы: ГЛОНАСС (Россия) и GPS (США).

Отметим, что приемники ГЛОНАСС и GPS выпускаются в вариантах совместного использования сигналов от систем обеих стран, что позволяет:

- повысить достоверность и непрерывность навигационных определений;

- избежать «мертвых зон» в сложных условиях пересеченной местности, городских застроек, промышленных инфраструктур и высоких широт.

Спутники системы GPS передают сигналы в диапазоне на частотах 1575,42 и 1227,6 МГц, а российская система ГЛОНАСС имеет частоты диапазонов  $L1 = 1,6$  ГГц и  $L2 = 1,2$  ГГц. Чтобы исключить (уменьшить) влияние помех и использовать по назначению слабые сигналы спутников, в системе GPS применяют несколько разновидностей, так называемых псевдослучайных кодов.

Для гражданских потребителей спутниковых систем применяется C/A-код. Его промодулированная псевдослучайным шумом несущая частота составляет 1,023 МГц.

Каждый спутник имеет свой собственный шумовой код, который повторяется через каждые 1023 бит или каждую микросекунду.

Другой код, известный как точный P-код, применим на частотах  $L1$  и  $L2$  на основе частоты 10,23 МГц псевдослучайного шума с периодом семь дней. Он обеспечивает более точное определение поправок по координатам, скорости и времени для решения задач военного характера. Для того чтобы предотвратить вмешательство противника в сигнал P-кода разработано его дополнительное шифрование под официальным названием Y-код, более известный как Y(P)-код. Приемники, предназначенные для работы с зашифрованным кодом, имеют в каждом канале модули, обеспечивающие постоянное отслеживание изменения ключа шифра.

Чтобы исключить несанкционированное применение C/A-кода в военных целях, министерством обороны США разработаны методы искусственного снижения точности работы

бортовых часов спутников, получившие название «селективный доступ» S/A GPS. При его реализации предлагается вводить преднамеренную ошибку, постоянную или переменную (порядка 0,2 мс), в бортовой спутниковый канал времени и формировать в выходных сигналах неоткорректированные значения координат орбиты навигационных спутников системы GPS. Это должно привести при использовании C/A-кода к появлению у пользователей значительных ошибок, составляющих по скорости 0,46 м/с, а по координатам 100 м.

При выполнении операции в части информационного противодействия стремятся сделать системы ГЛОНАСС и GPS закрытыми лишь в некоторых ограниченных районах земного шара, в то же время, предоставляя доступ пользователям к этим системам во всех остальных районах. Это может быть получено модификацией оборудования радиопередающих систем, применением дополнительного кодирования сигнала или созданием помех.

Спутники системы GPS находятся на расстоянии более 17700 км от мест расположения приемников потребителей, поэтому принимаемые сигналы слабы в сравнении с сигналами даже маломощного источника помех, расположенного вблизи потребителей. Это делает систему уязвимой по отношению к создаваемым помехам. Например, радиочастотный сигнал мощностью несколько ватт может исказить принимаемый сигнал C/A-кода с расстояния 10-12 км, а источник помех мощностью 100 Вт блокирует сигнал в радиусе 65 км. Военные приемники работают в коде P(Y)-коде, создание помех для которого является сложной проблемой. Однако в настоящее время большинство приемников настроено на C/A-код, и для того, чтобы их оперативно перенастроить на

P(Y)-код, требуется решить очень сложную техническую проблему.

Наиболее очевидным методом защиты является метод входной фильтрации, при котором энергия, излучаемая генератором помех, не поступает на вход антенны приемника системы GPS. Технические и теоретические критерии этого метода достаточно хорошо изучены. Они основаны на создании адаптивных узкополосных фильтров и других методов оптимальной фильтрации. Модификация приемников системы GPS и использование адаптивных антенн может увеличить антипомеховый уровень до 20-30 дБ, но полномасштабная программа в этой области исключительно затратна в финансовом отношении. Модификация спутников, в частности увеличение их бортовой мощности на 500 Вт, является наиболее практическим решением, которое позволит в большинстве случаев добиться приемлемого уровня сопротивляемости шумам в сочетании с уже существующими приемниками GPS.

Приведем справочно средние значения параметров существующих приемников GPS и ГЛОНАСС [2].

1. Среднеквадратические погрешности определения навигационных параметров:

– *координат*, м, не более

- по системе ГЛОНАСС ..... 10
- по системе GPS в условиях режима ограниченного доступа (S/A) ..... 50
- совместно ..... 10
- в дифференциальном режиме ..... 2,5

– *скорости*, м/с, не более ..... 0,05

– *времени*, нс, не более ..... 50

2. Массогабаритные характеристики:

- габариты, мм ..... 80×180×20
- масса, кг, не более ..... 0,2

Более подробно радионавигационные системы БЛА описаны в работе [14].

Рассмотрим перспективы развития спутниковой радионавигации. На Рис. 2.6 представлены этапы ее развития, соответствующие режимам работы применяемых спутниковых навигационных систем (СНС).

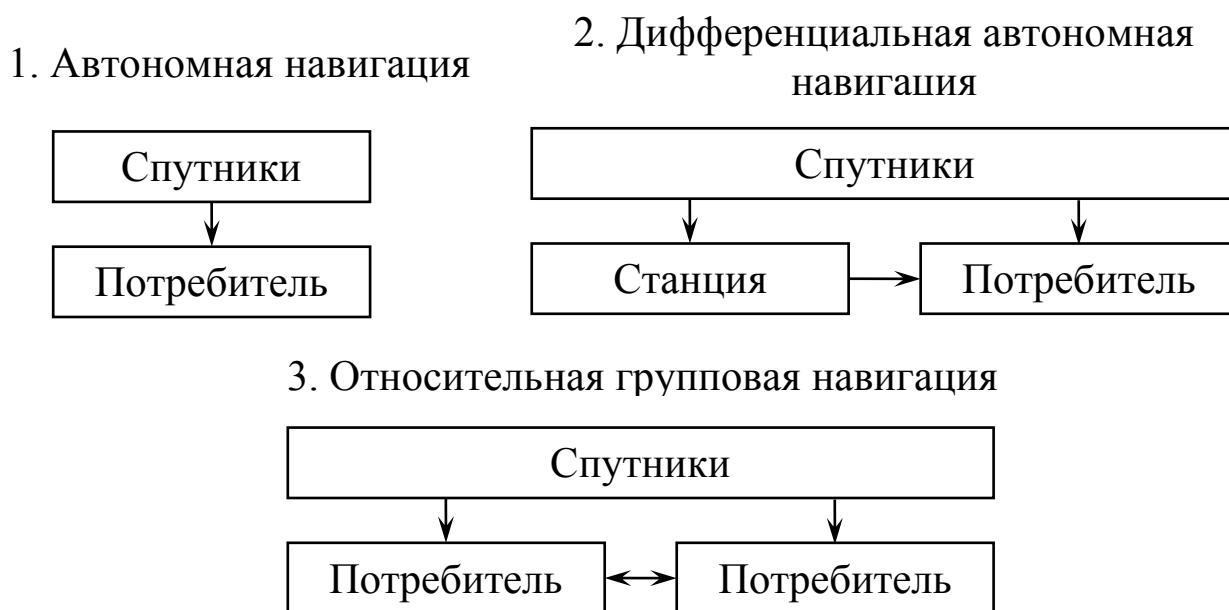


Рис. 2.6

Мировая тенденция развития СНС – это «функциональность + удешевление + интеграция», что означает установку на большинстве объектов одного или нескольких приемников СНС при эффективном использовании многоканальных возможностей бортового оборудования БЛА и других объектов, которые будут на связи.

Рассмотрим характеристики перспективного относительного группового режима работы СНС.

*Относительный режим (ОР)* – разновидность дифференциального режима или третий этап совершенствования СНС (Рис. 2.6) объединяет в себе четыре направления современного развития электронных технологий (вычислители, сетевая связь, глобальная спутниковая навигация, цифровая карто-

графия). Суть ОР состоит в применении локальной радиосети с передачей координат и «сырых» данных для взаимопределений положений и скоростей объектов с высокой точностью до 1 м, 0,01 м/с. Такая точность достигается за счет компенсации коррелированных ошибок.

В настоящее время бурно развивающийся ОР, который получил собственную аббревиатуру RGPS, превзошел в 2 раза дифференциальный режим по количеству ссылок в Интернете. Подтверждают актуальность ОР данные США по автоматическим RGPS-посадкам самолета (на корабль, 2001 г.) и в составе навигационного оборудования БЛА (2003 г.). В них отмечается, что достоинствами такого режима являются потенциально более высокая точность (за счет применения групповых данных), мобильность, унификация аппаратуры СНС и передачи данных, множество применений, а также возможность управления процессом (в отличие от дифференциального режима, который стандартен). Другим крупным достоинством ОР является его независимость от «селективного доступа», возврат к которому может быть произведен США в любой момент по политическим или экономическим причинам.

### ***2.2.3. Радиотелеметрические системы***

*Радиотелеметрическая система (РТС) БВ* – система, у которой передача информации о его техническом состоянии осуществляется с помощью ИКРК вертолета.

Радиотелеметрическая система должна допускать передачу сигналов с разнообразными частотными спектрами. Например, некоторые параметры БВ в процессе измерений могут изменяться с различной скоростью, что требует для их передачи различной ширины частотного спектра. По ширине

частотного спектра передаваемые сообщения разделяются на медленно изменяющиеся со спектром, не превышающим единиц герц, и быстро изменяющиеся со спектром, достигающим 200-300 Гц и более.

Бортовые радиотелеметрические системы строятся обычно таким образом, что телеметрируемый сигнал на передающей стороне (на борту БВ) преобразуется в двоичный код. С аналого-цифровых преобразователей эти сигналы поступают на вход ИКРК. В ряде же случаев преобразование непрерывного сигнала в двоичный код происходит в приемной части РТС в пункте управления (ПУ) БВ непосредственно перед его регистрацией. Рассматриваемые системы классифицируются по определенным признакам, например по назначению, способам деления каналов, видам применяемой модуляции и методам регистрации телеметрируемых величин.

Существующие радиотелеметрические системы можно разделить на *оперативные* и *регистрационные*. Системы оперативного типа передают информацию об объекте, которая используется для его управления. Эта информация в виде данных о положении и параметрах движения БВ и состоянии его бортовых систем получается путем измерения соответствующих величин на борту вертолета различными датчиками и передачи измеренных данных по ИКРК на его ПУ.

В радиотелеметрической системе БВ с *временным разделением каналов* передач информации по радиоканалам происходит поочередно в относительно короткий временной интервал. В результате передача радиосигналов на ПУ БВ осуществляется дискретно в виде импульсов, модулированных передаваемым сигналом по амплитуде, ширине или временному положению (фазе). Периодически следующие друг за другом,

модулированные телеметрическим сигналом каналные импульсы называют измерительными импульсами.

В радиотелеметрических системах БВ с *комбинированной селекцией* могут быть использованы все описанные выше способы разделения каналов. Так, например, быстро изменяющиеся величины выделяются в одну группу, а медленно изменяющиеся - в другую. Непрерывные, разовые и многократные сигналы также подразделяются на группы. Важным признаком, по которому часто группируются передаваемые сигналы, может быть точность радиотелеизмерений.

Необходимое число каналов радиотелеметрической системы БВ в зависимости от задач, для решения которых она предназначена, может достигать до 50 и более. По способам разделения каналов многоканальные радиотелеметрические системы вертолетов делятся на системы с *частотным разделением каналов*, системы с *временным разделением каналов*, системы с *кодовым разделением каналов* и системы с *комбинированным разделением каналов*. Принципы построения, состав, схемы шифраторов и дешифраторов, а также особенности радиопередающих и радиоприемных устройств многоканальных РТС и устройств для передачи команд в системах радиокомандного управления имеют много общего.

Отметим, что в настоящее время имеется положительный опыт применения на БЛА РТС типа «Орбита» разработки ОКБ МЭИ.

#### ***2.2.4. Бортовые системы опознавания***

Одной из главных задач, которая должна решаться в интересах боевого управления войсками (силами), является обеспечение их ситуационной осведомленности и, прежде всего,

получение оперативных данных о противнике (его местоположении, численности, намерениях и т.д.) [15].

В настоящее время для обнаружения объектов противника и определения их местоположения используются в основном радиолокационные станции (РЛС) или комплексы (РЛК).

На определенных уровнях управления могут использоваться также станции радиотехнической разведки (РТР) и вторичные радиолокаторы, взаимодействующие с ответчиками систем опознавания.

Большинство применяемых основных средств обнаружения (РЛС, РЛК) не обеспечивают распознавание «своих и чужих» объектов. В некоторых типах этих средств функции или каналы распознавания вообще отсутствуют. Многие средства имеют ограниченные возможности по распознаванию типа объекта. Если возможность распознавания типа объекта имеется, то дальность распознавания, как правило, меньше дальности обнаружения. К тому же вероятность правильного опознавания по результатам распознавания в силу ряда причин может оказаться недостаточно высокой.

Таким образом, даже не касаясь вопроса имитации (маскировки), основные средства обнаружения пока не в состоянии самостоятельно и с требуемой достоверностью различать все «свои» и «чужие» объекты.

В настоящее время опознавание объектов производится непосредственно на РЛС и РЛК с помощью средств специализированных систем государственного опознавания (СГО) [15].

В системе боевого управления войсками (силами) решение «свой-чужой» принимается с учетом всех имеющихся данных. При этом признаки государственной принадлежности

объектов, полученные на основных средствах разведки с помощью средств СГО, в большинстве случаев являются определяющими.

В связи с этим основными источниками информации опознавания в комплексах вооружения, как и в средствах обнаружения, являются средства специализированных СГО.

Средства СГО, являясь практически автономными, обеспечивают получение гарантированной информации опознавания в реальном масштабе времени и автоматическую блокировку применения оружия по «своим» объектам.

Отмеченные обстоятельства определяют существенную роль и место, которые в настоящее время отводятся специализированным СГО в информационном обеспечении систем боевого управления войсками (силами) и оружием.

Отметим, что сейчас в мире существуют две СГО «Пароль» (Россия) и Mk-12 (США/НАТО).

В этих системах основная информация опознавания, полученная средствами обнаружения с помощью специализированных СГО, может дополняться данными распознавания и координатной информацией, поступающей по каналам перспективных систем связи. Тогда решение «свой-чужой» целесообразно принимать на основе комплексного использования всей имеющейся информации [15, 16].

В статье [16] приведены перспективы развития СГО в том числе решения задач идентификации объектов с использованием описанного выше относительного режима применения средств спутниковой навигации.

*Бортовая аппаратура опознавания* комплекса БРЭО БВ предназначена для обозначения принадлежности типа «свой»

и определения (идентификации) «чужих» объектов при решении вертолетом военных задач.

Традиционно зарубежные и отечественные системы госопознавания (СГО) строятся на принципах, методах и средствах вторичной радиолокации как *запрос-ответные системы* (ЗОС). В таких системах используются наземные (надводные) и самолетные (вертолетные) радиолокационные запросчики (НРЗ, СРЗ, ВРЗ) и радиолокационные ответчики (НРО, СРО, ВРО), которые в СГО работают в следующих линиях обмена информацией [1]:

1. «Воздух-воздух».
2. «Воздух-поверхность» (наземный объект, корабль).
3. «Поверхность-воздух».
4. «Поверхность-поверхность».

При этом запросчики посылают в эфир специальным образом закодированные сигналы, которые принимаются ответчиками системы. После их декодирования формируются ответные сообщения, передаваемые запросчикам. Если при их декодировании в аппаратуре последних выполняются заданные условия, то считается, что ответчик установлен на «своем» объекте. В противном случае опознаваемый объект относится к категории «чужой» или «неизвестный».

На Рис. 2.7 представлена схема опознавания, осуществляемая БВ в процессе проведения им боевых операций.

На этом рисунке обозначена ситуация, когда БВ должен опознать обнаруженный объект, оснащенный НРО. Вместе с тем наземные (НРО) и воздушные (СРО) средства проводят опознавание принадлежности самого БВ.

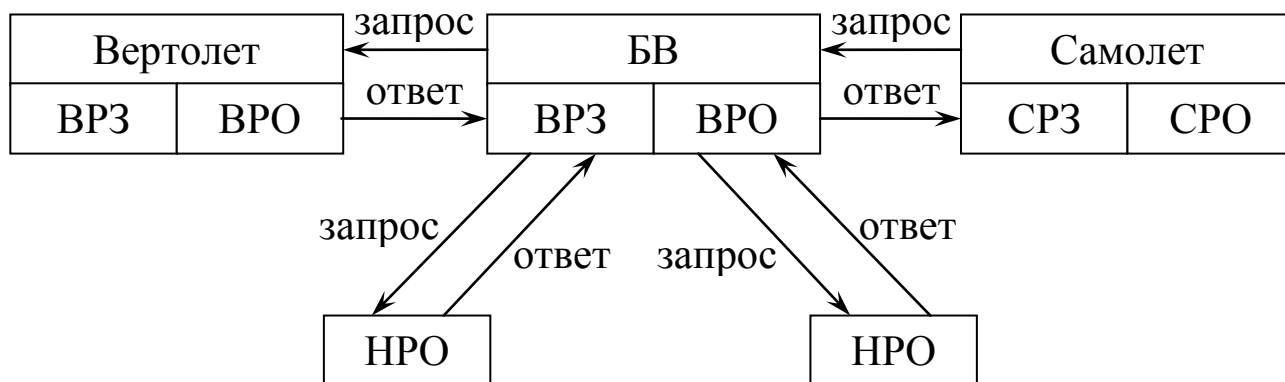


Рис. 2.7

В Табл. 2.2 приведены примеры параметров отечественных малогабаритных авиационных радиолокационных запросчиков и ответчиков для БЛА [17] работы в линиях «воздух-воздух» и «воздух-поверхность».

Таблица 2.2

№	Наличие крипто режима	Линия	Система ГО	Масса, кг	Электропитание, В	Интерфейс с комплексом
Запросчики						
1	Есть	воздух-воздух	Пароль	3,5	27	ГОСТ 26765.52-87
2	Есть	воздух-поверхность-	Пароль	2,0	12	Аналоговые сигналы
Ответчики						
3	Нет	воздух-воздух	Пароль	2,5	27	Аналоговые сигналы
4	Есть	воздух-воздух	Мк.ХП	3,5	27	Аналоговые сигналы
5	Есть	воздух-воздух	Пароль	2,5	27	RS 232, Arinc 429, аналоговые сигналы

Отметим, что ответчиками СГО должны быть оснащены все перспективные БВ, независимо от их назначения.

Приведем краткую характеристику зарубежных систем опознавания целей на поле боя [18].

В странах НАТО для ликвидации потерь наземных войск от своей авиации принята специализированная система опознавания IFF, устанавливаемая на всех ЛА, в том числе в штурмовой авиации. В этой системе имеются компактные комбинированные ответчики-запросчики.

Концерн Thales разработал систему Phoenix-2, в которой блоки авиационной аппаратуры IFF размещаются как на штурмовиках, так и на наземных объектах. Система имеет выход на систему ВФТ для отслеживания «своих» наземных объектов.

Компания Raytheon разработала систему опознавания миллиметрового диапазона волн СТIDS для установки на БЛА.

Фирма Rheinmetall Defense предлагает устройство опознавания, в котором используется сочетание лазерного запроса и ответного радиосигнала.

### **2.3. Комплекс управления полетом и бортовым оборудованием БВ**

Приведенное выше описание функционирования БВ на всех этапах их применения является сложным процессом, требующим использования специальных бортовых технических средств и систем, объединенных в *комплекс управления полетом и оборудованием БВ*.

Несмотря на разнообразие средств и систем, обеспечивающих управление БВ на различных этапах полета и входящих в комплекс управления, все они служат для решения единой задачи, составляющей многомерный процесс оценивания и управления. В ходе решения этой задачи происходит, во-первых, измерение, оценка и контроль параметров траектории БВ, бортовых систем и тактической ситуации и, во-вторых, собственно управление полетом вертолета, а также

системами и средствами БВ, производимое по результатам оценки и контроля указанных параметров. Оценка, контроль и управление осуществляются либо автоматически по соответствующей программе, либо непосредственно персоналом ПУ БВ. Логика работы комплекса управления БВ в радиокомандном режиме работы персонала ПУ схематически представлена на Рис. 2.8.



Рис. 2.8

### ***2.3.1. Работа комплекса управления на различных этапах полета БВ***

На этапе полета БВ по маршруту основной функциональной задачей, которую выполняет комплекс управления, является задача его навигации. Аппаратурная реализация навигационной бортовой системы зависит от задач, решаемых БВ и его допустимых массогабаритных характеристик. В частности, могут использоваться инерциальные навигационные системы (ИНС), определяющие координаты БВ на основе интегрирования параметров движения и спутниковые навигационные системы (СНС).

Измеренные навигационные параметры сравниваются с данными используемой программы полета БВ. По результатам этого сравнения вырабатываются команды управления

как непосредственно на его борту, так и на ПУ вертолетом. В последнем случае навигационные параметры БВ либо передаются с борта на пункт управления, либо получаются непосредственно на пункте управления, например, с помощью радиолокационных или радиодальномерных навигационных систем, входящих в состав этого пункта. Программа полета БВ для данного варианта системы управления находится на ПУ БВ, где производится ее сравнение с измеренными навигационными данными и вырабатываются команды управления, передаваемые затем на борт с помощью информационно-командного радиоканала (ИКРК).

Процесс коррекции траектории полета БВ в некоторых вариантах управления вертолетом может выполняться вручную непосредственно оператором управления ПУ по информации от бортовых датчиков, передаваемой по ИКРК. Такой вариант коррекции целесообразно применять в наиболее простых системах управления дистанционно пилотируемых вертолетов с ограниченным использованием средств автоматизации [2].

Рассмотрим процесс функционирования комплекса управления на этапе выполнения целевой задачи. При вхождении БВ в зону решения поставленной задачи по команде, передаваемой с ПУ, включается соответствующее целевое оборудование. В зависимости от его вида функционирование комплекса управления БВ существенно различается. Например, информационный БВ [1] ведет воздушную разведку, при которой информация, получаемая от ОЭС и/или РЛС, передается по ИКРК на наземный пункт управления. При этом полет БВ, как правило, происходит автоматическом режиме. Однако при поступлении дополнительной информации оператор

управления ПУ может либо изменить траекторию полета в рабочей зоне, либо по соответствующей программе изменить рабочую зону, переведя БВ на выполнение задачи в другую зону.

При управлении ударными БВ [1] в рабочей зоне на поле боя операторы целевой нагрузки активно используют находящиеся на его борту информационные средства с целью обеспечения эффективного распознавания наблюдаемых объектов и определения их состояния и функционирования. При этом производится управление оптической осью визиров оптико-электронной аппаратуры, фокусным расстоянием их объективов, а при необходимости и изменение траекторией полета БВ. Отметим, что при обнаружении целей должны активно применяться средства их опознавания.

При выполнении БВ задачи корректирования артиллерийского огня [19] изображение района цели, получаемое с помощью бортовой аппаратуры, передается на наземный пункт управления оператору целевой нагрузки. По этому изображению на его АРМ производится формирование вектора «цель-точка разрыва» и результаты передаются на артиллерийскую позицию для корректировки последующего выстрела. При наведении управляемых артиллерийских снарядов (УАС) для подсветки целей применяется бортовой лазерный целеуказатель-дальномер [20].

При решении БВ боевых задач после включения соответствующей аппаратуры обнаружения целей и получения на ПУ изображения района наземной цели оператор осуществляет ее поиск, обнаружение и распознавание. После этого на цель накладывается перекрестие и производится автоматическое слежение за целью с помощью бортовой системы вплоть до

применения средств поражения. При этом происходит изменение относительных угловых параметров линии визирования цели, необходимое для выполнения процесса прицеливания. Оператор целевой нагрузки ПУ осуществляет контроль процесса прицеливания и применения оружия.

При работе боевых БВ по воздушным целям [1] комплекс управления работает без вмешательства оператора. Заметим, что получаемые по ИКРК данные по работе БВ в зоне решения целевой задачи регистрируются в системе документирования его ПУ.

Рассмотрим работу комплекса управления на этапе посадки БВ. При приближении к району посадки по программе или методами радиокомандного управления вертолет вводится в зону, его приземления. В этой зоне производится программный или командный перевод БВ в режим «висение» над точкой посадки и в режим вертикального снижения до касания земной поверхности.

Как правило, дальность полета оригинальных тактических БВ сравнительно невелика и не превышает нескольких десятков километров. Поэтому их навигацию целесообразно осуществлять в предложенной в работе [1] маневренной системе координат, связанной с рабочей зоной их применения. Отметим, что локальный характер действий таких БВ, наличие средств радиокомандного управления и относительно небольшие допустимые масса и габариты бортовой аппаратуры составляют специфику бортового комплекса управления полетом и оборудованием тактических БВ.

### ***2.3.2. Краткая характеристика существующих систем автоматического управления БВ***

Рассмотрим общий состав, требования и краткий обзор по сообщениям специализированных Web-сайтов современных систем управления беспилотным вертолетом.

В беспилотных вертолетах с системами автоматического управления (САУ) необходимо, чтобы управление вертолетом осуществлялось как от оператора управления ПУ БВ, так и от команд САУ. Это определяется тем, что вертолет с САУ должен длительное время лететь по заданному маршруту с выполнением различных заложенных в программе полета маневров.

К такой системе управления можно отнести комплекс бортового оборудования управления полетом БВ, содержащий систему датчиков параметров полета, системы радионавигации и радиосвязи, автопилот и исполнительные механизмы управления тягой двигателя вертолета, его винтами и горизонтальным оперением.

Для достижения требуемого уровня надежности необходимо продублировать некоторые или все системы, датчики и агрегаты комплекса, так как полет в автоматическом режиме может выполняться при сбоях телеметрической системы и ИКРЛ, а отказ системы оператор может не заметить или заметить достаточно поздно.

Отмечается, что одним из перспективных направлений является применение комплексной интегрированной системы управления полетом вертолета и его бортовыми системами.

Особенности комплексов автоматизированного управления для перспективных БВ связаны с важнейшим требовани-

ем – обеспечить значительное повышение их эффективности при высоком уровне надежности систем.

Это требует проведения исследований по следующим основным направлениям:

- повышение уровня автоматизации управления за счет добавления новых функций;
- всепогодность применения и высокоточная навигация;
- повышение топливной и энергоэффективности БВ.

Автоматизация управления полетом, увеличение скорости, расширение условий применения вертолета требуют разработки усовершенствованных информационно – управляющих систем нового поколения, к важнейшим функциям которых можно отнести:

- улучшение устойчивости и управляемости в интеграции с подсистемой автоматического управления оборудованием и двигателями силовой установки, обеспечивающей существенное улучшение пилотажных характеристик и значительное снижение загруженности операторов ПУ процессами ручного радиокомандного пилотирования на всех режимах полета;
- автоматизированное управление скоростью полета, включающее управление силовой установкой и несущей системой вертолета;
- предотвращение выхода параметров полета за эксплуатационные ограничения;
- приведение вертолета из сложного пространственного положения в режим горизонтального полета;
- управление на режимах маловысотного полета с облетом наземных препятствий.

В настоящее время разработаны отечественные САУ с комплексным подходом к управлению малыми БВ. Примером такой системы является САУ9.2-мини разработки ООО «Тайбер». Система обеспечивает взлет и посадку вертолета в полностью автоматическом режиме. Она предназначена для подключения и управления практически любым типом целевой нагрузки по интерфейсам: 1-Wire, RS485, TTL UART, RS232, CAN.

Система САУ9.2-мини используется для установки на БВ весом до 50 кг и имеет следующие основные функции:

- автоматическое управление вертолетом;
  - управление исполнительными механизмами;
  - управление двигателем;
- полуавтоматическое управление с автоматической стабилизацией БВ;
- ручное управление через основной канал связи с частотой 928 МГц, которое реализуется с помощью следующих устройств;
  - АРМ оператора управления ПУ;
  - носимого пульта радиоуправления, через наземный модем по каналу с частотой 2,4 ГГц;
- управление вертолетом в аварийном режиме;
- управление и мониторинг состояния целевой нагрузки БВ;
- прием и передача информации между ПУ и БВ на расстояние до 100 км;
- возможность счисления координат (расчета текущего положения) при потере сигнала GPS/ГЛОНАС;

- подробная радиотелеметрия, позволяющая в режиме реального времени контролировать состояние всех систем БВ, параметры его движения, метеоусловия и др.;

Отметим, что система имеет распределенную архитектуру, что позволяет продолжать ее работу при выходе из строя отдельных модулей. В системе возможно дополнительное дублирование для повышения отказоустойчивости.

В САУ9.2-мини реализованы следующие вспомогательные (сервисные) функции:

- самодиагностика системы;
- тестирование полетного задания перед полетом;
- режим симуляции (тренажер) с виртуальной моделью БВ;
- управление бортовым питанием, которое включает в себя:
  - мониторинг бортового питания.
  - стабилизацию питания;
  - преобразование;
  - перераспределение питания, в том числе переход в режим аварийного электроснабжения;

Заметим, что рассмотренная САУ реализована в составе бортового оборудования легкого БВ «Тайбер», приведенного в работе [1].

Бортовые комплексы управления нового поколения разработки ОАО «КБПА» (г. Саратов) строятся на унифицированном вычислителе ВУП-У с процессором на основе архитектуры PowerPC с сертифицированной по DO-178B по уровню А операционной системой LynxOS-178. Данный подход к построению комплексов обеспечивает сокращение сроков раз-

работки, снижение массогабаритных характеристик и повышение качества изделий.

В настоящее время разрабатываются и производятся такие комплексы для различных летательных аппаратов на основе следующих унифицированных бортовых вычислителей и контроллеров:

- бортовой вычислитель ВУП-У для САУ пилотируемых вертолетов средней и большой грузоподъемности;
- бортовой вычислитель ВУП-БКУ с сетевым принципом сбора информации, двумя вычислительными модулями и встроенным приемником СНС, ориентированный на решение навигационных задач беспилотных летательных аппаратов;
- бортовые контроллеры для решения локальных задач управления оборудованием беспилотных летательными аппаратами.

Проводятся исследования по созданию отказоустойчивого бортового комплекса управления для среднего БЛА самолетного типа, четырехкратно резервированной комплексной системы управления (КСУ) для тяжелого БЛА самолетного типа, которые могут быть использованы при соответствующих доработках в образцах беспилотной вертолетной техники таких классов.

В рамках последнего имеется информация о разработке в ОАО «КПБА» одновинтового БВ, оснащенного созданным перспективным бортовым комплексом управления его полетом.

Как было показано на примере САУ 9.2-мини современные системы управления, БЛА кроме непосредственных функций управления и стабилизации параметров их полета, принятых в классических САУ ЛА, дополняются решением задач взаимодействия с операторами, управления силовой ус-

тановкой, мониторингом и регулированием состояния некоторых видов их бортового оборудования.

Все это говорит о необходимости перехода к более общему понятию бортового комплекса управления полетом и оборудованием беспилотной авиационной техники, в который в качестве элемента включается традиционная САУ.

Заметим, что впервые понятие такого бортового комплекса, но без задач управления бортовым оборудованием БЛА, было введено в работе [7].

### ***2.3.3. Структура аппаратно-программного комплекса управления полетом и бортовым оборудованием БВ***

Рассмотрим общий состав комплекса управления полетом и оборудованием БВ, построенного на основе схемы, приведенной в работе [2]. Основными факторами, определяющими структуру таких комплексов, являются методы и устройства получения информации о параметрах движения и технического состояния БВ. Наибольшее распространение имеют пять основных типов измерительно-информационных систем [6]:

1. Автономные системы, основанные на принципах измерения ускорений и угловых скоростей:

- инерциальные системы;
- инерциальные курсовертикали;
- курсовые системы;
- гировертикали;
- датчики угловых скоростей;
- датчики угловых ускорений.

2. Системы, основанные на принципах спутниковой радионавигации.

3. Автономные системы, основанные на принципах измерений полей Земли:

- экстремальные навигационные системы;
- магнитометрические, оптические и другие системы.

4. Системы, основанные на принципах радиолокации и радиопеленгования:

- радиовысотомеры больших и малых высот;
- автоматические радиоконпасы;
- радиомаяки.

5. Системы, основанные на принципах аэрометрических измерений:

- системы воздушных сигналов;
- автономные измерители воздушных сигналов (измерители скорости, высоты и др.);
- информационные комплексы высотно-скоростных параметров.

Бортовые комплексы управления являются сложными системами, состоящими из большого числа взаимосвязанных и взаимодействующих подсистем, поддержание необходимых режимов функционирования которых обеспечивается за счет управления отдельными элементами и комплексом в целом. Рассмотренные выше процессы управления полетом БВ определяют необходимый состав технических и программных средств для реализации комплекса управления вертолетом. Последнее означает, что перспективные комплексы должны быть цифровыми комплексами управления.

Следует отметить, что в существующей литературе, кроме работы [21], полностью отсутствуют сведения о структурах бортовых цифровых систем (комплексов) управления БВ. В отмеченной статье такая структура приведена весьма в схематичной форме.

Одним из принципов создания многоцелевых перспективных вертолетов является модульность их бортовых систем [22].

Из требования применения модульности бортового оборудования следует, что такая система управления должна быть цифровой системой (комплексом). На Рис. 2.9 представлен один из возможных вариантов функциональной схемы такого комплекса.

Здесь БУ ЭО, БУ ОЭС, БУ РЭО, БУ ЦО – блоки управления энергетическим, оптико- и радиоэлектронным, а также целевым оборудованием. Системы СБИ и СППК означают системы бортовых измерений и предполетного контроля.

Центральное место в схеме занимает вычислительный комплекс (ВК), который реализует все алгоритмы управления полетом БВ и его стабилизации. Для получения необходимой информации используется набор соответствующих устройств:

- система воздушных сигналов (СВС);
- бесплатформенная инерциальная система (БИНС);
- датчики угловых скоростей (ДУС);
- высотомер;
- ИКРК;
- приемники сигналов системы спутниковой навигации.

Непрерывные сигналы с этих устройств поступают в ВК с соответствующих аналого-цифровых преобразователей (АЦП). Дискретные сигналы непосредственно поступают в вычислительный комплекс, который связан также с сигналами радиокоманд управления, которые задают операторы ПУ БВ.

Информация о функционировании комплекса управления поступает оператору управления БВ по ИКРК. Управляющие и стабилизирующие воздействия, выработанные в вычислительном комплексе, выдаются на исполнительные механизмы БВ через цифро-аналоговые преобразователи (ЦАП).



Рис. 2.9

Соответствующие механизмы реализуют управляющие воздействия на несущий ( $\delta_{\text{нв}}$ ) и рулевой ( $\delta_{\text{рв}}$ ) винты, управляемый стабилизатор ( $\delta_{\text{ст}}$ ) и двигатель ( $\bar{n}$ ) [1].

В процессе выполнения полетного задания вычислительный комплекс через интерфейсный блок обменивается информацией с блоками контроля и управления энергетического оборудования, ОЭС, РЭО и целевой нагрузки.

Например, в дополнение к рассмотренным выше подходам к управлению различным бортовым оборудованием при управлении РЭО производится цифровой выбор частот и режимов его работы. Для реализации блока управления этим видом бортового оборудования можно использовать отечественные системы «Широта-У» и «Микрон» [22].

При управлении целевым оборудованием боевых БВ с помощью соответствующего блока управления реализуется выбор видов оружия и моменты времени их применения, осуществляемого оператором целевой нагрузки ПУ БВ.

Рассмотренный вариант функциональной схемы, включающей один вычислитель, является классическим [2]. Применение подобной схемы не всегда оправдано с точки зрения массогабаритных характеристик, энергопотребления, живучести, возможности наращивания вычислительных ресурсов при модернизации, но имеет минимальную стоимость по сравнению с другими вариантами. Более эффективным является применение отмеченных выше распределенных вычислительных систем, в которых решаемые задачи разбиваются на ряд независимых или слабо зависимых подзадач. Эти подзадачи решают вычислители, расположенные в местах получения подлежащей обработке информации. Структура такой вычислительной системы будет определяться структурой ал-

горитмов управления. Для сопряжения вычислителей и применяемого оборудования (СВС, БИНС, датчики, исполнительные механизмы и др.) может использоваться мультиплексный канал информационного обмена (МКИО). Такой подход позволит создавать модульные системы управления, пригодные для БВ разного назначения.

Одной из особенностей перспективных алгоритмов управления БВ является задание требуемых траектории их движения без жесткой привязки к текущему времени. В этом случае процесс управления будет устойчив к однократным сбоям при вычислениях и не потребует введения временной или программной избыточности [2].

В зависимости от назначения и массы БВ могут быть выбраны различные бортовые устройства, представленные на Рис. 2.9. Для вертолетов массой более 200 кг могут быть применены устройства, используемые для пилотируемых вертолетов. Для БВ меньшей массы применяются специально созданные устройства.

Рассмотрим краткую характеристику элементов предложенного комплекса управления полетом и оборудованием БВ.

*Вычислительный комплекс* (ВК) БВ представляет собой мощную бортовую ЦВМ со стандартной системой программирования, большим объемом памяти и высоким быстродействием.

К отечественным ВК относятся следующие вычислительные системы управления полетом [22]:

- ВСВ-95-1В;
- КАБРИС-31.

*Система воздушных сигналов* (СВС) является одной из основных компонент бортового комплекса управления, осу-

шествующей измерение высотно-скоростных параметров, определяющих движение БВ относительно окружающей среды. К таким параметрам относятся [23]:

- барометрическая  $H_{\text{бар}}$  и относительная  $H_{\text{отн}}$  высоты полета;
- составляющие  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$  вектора  $\bar{V}_B$  истинной скорости вертолета;
- значения приборной  $V_{\text{пр}}$  и истинной  $V_B$  воздушной скорости БВ;
- значения углов атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  вертолета.

В этой работе отмечается, что диапазон высот полета современных пилотируемых вертолетов определяется значениями от  $-500$  м до  $+7000$  м от уровня моря. Максимальная воздушная скорость лежит в пределах  $350-450$  км/ч. Рабочие скорости вертолетов определяются специальными режимами их полетов, включающих в себя режим «висение», полеты на малых скоростях, полеты «вперед-назад», «вправо-влево», «вверх-вниз», при которых угол  $\alpha$  может изменяться в интервале  $\pm[40, 60]^\circ$ , а угол  $\beta$  – в пределах  $\pm 180^\circ$ .

Предлагаемая СВС вертолета имеет 2 различных режима работы [23].

При малых скоростях полета (менее  $50-70$  км/ч) корпус вертолета и установленные на нем приемники воздушных давлений (ПВД) находятся в вихревой колонне воздуха, формируемой индуктивными потоками несущего винта. Это дает неоднозначные значения высотно-скоростных параметров его движения, так как воздушный поток, набегающий на ПВД, является суммой вектора  $\bar{V}_B$  воздушного потока при поступательном его движении и вектора  $\bar{V}_и$  индуктивной скорости потока воздуха от несущего винта.

При скоростях полета свыше 50-70 км/ч корпус вертолета и ПВД выходят из вихревой колонны, и имеет место режим измерений высотно-скоростных параметров, аналогичный самолетным измерительным системам, но при значительных значениях скорости и нормальной перегрузки возможны выходы вертолета на критические режимы полета, связанные с явлениями «вихревого кольца», «подхвата» и др. [24].

На аэрометрическое поле вертолета кроме указанных выше факторов оказывают влияния порывы ветра различной скорости и направления, турбулентность, а также возмущения от рельефа местности и климатических характеристик [23]. В этой работе приводится подробная классификация СВС вертолетного типа, перспективы их развития, а также методы обработки первичной измерительной информации, полученной от датчиков системы. Приводятся характеристики вертолетной СВС-В28, включающей в себя датчик вектора скорости (масса 1,6 кг), и вычислитель воздушных сигналов (масса 2,5 кг).

При выборе СВС для комплексов управления перспективных БВ необходимо использовать материалы работы [25].

Как известно, одной из главных компонент систем управления любого ЛА является инерциальная навигационная система.

Инерциальные навигационные системы (ИНС) делятся на имеющие гиросtabilизированную платформу, так называемые *платформенные* (ПИНС) и *бесплатформенные* (БИНС).

Первые в настоящее время практически не используются в вертолетах из-за того, что в их полетах существуют условия неограниченных углов поворота траекторий. В таких условиях трехосные гиросtabilизаторы не могут применяться в

принципе, а четырехосные не отвечают требованиям по массогабаритным характеристикам [26].

В работе [27] отмечаются количественные преимущества БИНС перед ПИНС. В частности, их массово-габаритные характеристики в 2-3 раза меньше, энергопотребление – в 10 раз, а время готовности сокращается в 1,5-3 раза.

В свою очередь в БИНС присутствует погрешность в определении координат, которая накапливается с течением времени от момента точки отсчета (последняя достоверная координата, полученная от системы спутниковой навигации).

Необходимой точностью для достаточно продолжительного полета обладают БИНС, в основе которых лежит использование лазерного или волоконно-оптического гироскопа.

Для малогабаритных БЛА корпорация «Радиоэлектронные технологии» (КРЭТ) производит адаптацию изделия БИНС-2015 для авиалайнера МС-21. При достаточно высокой точности эта система весит в 2,5 раза меньше БИНС-СП2 для ПАК-ФА и потребляет существенно меньше электроэнергии. Соответствие этим критериям особенно важно для беспилотников [26].

В работе [27] проводится анализ систем БИНС-СП-1 и БИНС-СП-2, созданных с использованием 3-х лазерных гироскопов, 3-х кварцевых акселерометров, 1 и 2-х высокопроизводительных вычислителей, высокоскоростного прецизионного АЦП и встроенного приемника СНС.

В Табл. 2.3 приведены сравнительные характеристики этих и зарубежных БИНС [27].

В статье [22] БИНС со встроенным приемником СНС предлагается называть *спутниковой бесплатформенной инерциальной навигационной системой (СБИНС)*. В таких системах предлагается заменить прецизионные дорогостоящие лазерные гироскопы и акселерометры недорогими микромеха-

ническими гироскопами и акселерометрами, параметры которых периодически корректируются по показаниям приемников СНС.

Таблица 2.3

Параметры БИНС	SIGMA-95N (Франция)	LN-100G (США)	БИНС-СП-1	БИНС-СП-2
Точность ( $2\sigma$ ) определения координат, км/ч	1,85	2,3	3,7	1,85
Точность ( $2\sigma$ ) определения скорости, м/с	1	1,5	4	1
Точность ( $2\sigma$ ) определения истинного курса, угл/мин	3	6	12	3
Точность ( $2\sigma$ ) определения угла крена, угл/мин	3	6	6	3
Точность ( $2\sigma$ ) определения тангажа, угл/мин	3	6	6	3
Габариты моноблока, мм	197,5×323×319		190×190×325	185×185×290
Масса моноблока, кг	~16,5	~9,8	~15	~15
Расчетная наработка на отказ, час	5000	14 400	7 000	10 000
Потребляемая мощность, Вт	65	50	70	50

Предложенный подход позволяет получить достаточно точную систему с невысокой стоимостью, малыми габаритами и высокой надежностью, что является важным для БВ.

Отметим, что описание такой перспективной области микротехнологии, как микроэлектромеханические системы (MEMS) приведено в работе [2].

В качестве *датчиков угловых скоростей* (ДУС) предлагается использовать:

- волоконные датчики вращения ВГ-941;
- ДУС-В4 массой 300 г;
- ДУС-60 массой 130 г.

В настоящее время наибольшее распространение при измерении малых высот полета БЛА получили радиовысотомеры.

*Радиовысотомер* (РВ) – устройство для определения высоты полета летательного аппарата путем измерения времени прохождения радиоволн между моментами излучения и их приема после отражения от подстилающей поверхности. При этом полагают известной скорость распространения радиоволн. Различают радиовысотомеры с частотной и импульсной модуляцией излучаемых радиоволн.

Известны серийные высотомеры А-040, А-052, А-053, предназначенные для применения на высотах не более 1500 м.

Уральское ПКБ «Деталь» разрабатывает несколько малогабаритных радиовысотомеров для БЛА. Масса этих высотомеров от 0,6 до 0,8 кг, объем – 0,5 л. Такие РВ могут устанавливаться на очень легких беспилотных летательных аппаратах. Аналогов этим высотомерам в мире пока не существует.

Отметим, что наряду с РВ в составе комплекса управления БВ могут быть использованы перспективные образцы ультразвуковых или лазерных дальномеров.

В настоящее время существует множество типов *малогабаритных приемников СНС GPS/ГЛОНАСС*, которые могут использоваться как автономно, так и в составе СБИНС.

В Табл. 2.4 приведены основные технические характеристики одного из отечественных приемников.

Таблица 2.4

Наименование параметра	Значение	
Типы принимаемых сигналов СНС	ГЛОНАСС/GPS	
Диапазон принимаемых частот	L1 (ГЛОНАСС СТ и ВТ, GPS (C/A)) L2 (ГЛОНАСС СТ и ВТ)	
Предельные (по значению $2\sigma$ ) погрешности определения текущих значений навигационных параметров: – горизонтальных координат, м, не более – высоты, м, не более – скорости, м/с, не более	Стандартный режим	Дифференциальный режим
	11	5
	20	7
	0,4 (0,2 для режима совместной обработки сигналов СНС и ИНС)	
Время выдачи первого отчета: – «холодный» старт, с, не более – «горячий» старт, с, не более	60 20	
Допустимая динамика объекта установки: – линейное ускорение, м/с, не более – угловая скорость, град/с, не более	50 60	
Частота выдачи информации в систему управления, Гц	10	
Энергопотребление, Вт, не более	15	
Напряжение питания постоянного тока, В	24,5-33,6	
Диапазон рабочих температур, °С	от –60 до +60	
Габаритные размеры (длина, ширина, высота), мм, не более: – блок приемоизмерителя – блок антенной системы (4 ант.)	167×161×80 200×198×35	
Масса, кг, не более	2	
Интерфейсы цифрового ввода-вывода	RS-232	
Количество каналов обработки	24	

*Исполнительные механизмы* (ИМ) реализации программных или полученных от оператора команд управления БВ реализуются такими традиционными для вертолетостроения средствами как электрогидравлические механизмы [7, 31]. В последнее время появилась тенденция применения в составе ИМ БЛА электродвигателей.

Один из таких ИМ включает в себя электродвигатель ДПР-42 постоянного тока независимого возбуждения, потенциометр обратной связи СП-5 и сетевой фильтр. Направление вращения выходного вала двигателя определяется полярностью подаваемого напряжения, а угол поворота его значением.

Например, при регулировании оборотов одного из двигателей БЛА используются напряжения 1,2 В для режима «Минимал» и 8,0 В для режима «Максимал». Останов двигателя осуществляется подачей напряжения +27 В. Масса одного такого исполнительного механизма составляет 450 г.

Отметим, что комплекс управления БВ сопрягается через интерфейсный блок с системой бортовых измерений (СБИ) на базе радиотелеметрической системы (РТС) типа «Орбита-IV».

В рассматриваемом комплексе при управлении полетом БВ его ВК должен решать как задачи программного управления при движении по требуемой траектории, так и формирования управляющих воздействий, обеспечивающих стабилизацию полетов по таким траекториям.

На Рис. 2.10 приведены программные и фактические траектории движения БВ.

Представленные на этом рисунке отклонения фактических от запрограммированных траекторий при продольном движении БВ (см. Рис. 2.10,*а*) и висении в точке с координатами  $(x_B, y_B, z_B)$  (см. Рис. 2.10,*б*) в выбранной маневренной системе

координат [1] вызваны всевозможными возмущениями, например, порывами ветра, изменением балансировки при маневрах и др.

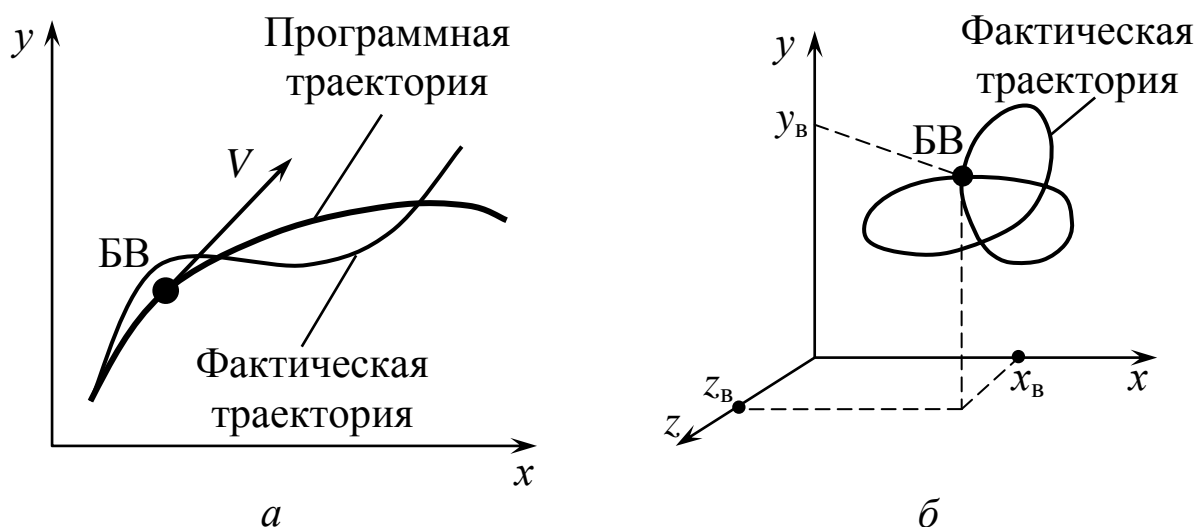


Рис. 2.10

Ликвидация таких отклонений является основной функцией классических вертолетных автопилотов [28, 29]. Такие автопилоты (АП) обеспечивают:

- стабилизацию углового положения вертолета в пространстве по углам тангажа, крена и направления (рыскания);
- стабилизацию высоты его горизонтального полета и висения;
- возможность выполнения вертолетом необходимых маневров при включенных режимах стабилизации параметров полета.

Закон управления АП по тангажу  $\vartheta$  имеет вид:

$$\Delta\chi = -i_{\omega_z} \omega_z - i_{\vartheta} \Delta\vartheta, \quad (2.3.1)$$

где  $\Delta\chi$  – угол продольного наклона кольца автомата перекоса несущего винта вертолета;  $i_{\omega_z}$  – передаточное число АП по угловой скорости тангажа;  $\omega_z$  – значение сигнала с соответствующего ДУС;  $i_{\vartheta}$  – передаточное число АП по углу тангажа;

$\Delta\vartheta$  – сигнал рассогласования между фактическим и требуемым значениями этого угла.

В каналах стабилизации крена  $\gamma$  и направления (рыскания)  $\psi$  применяются аналогичные линейные законы вида:

$$\Delta\eta = -i_{\omega_x} \omega_x - i_{\gamma} \Delta\gamma, \quad (2.3.2)$$

$$\Delta\varphi_{РВ} = -i_{\omega_y} \omega_y - i_{\psi} \Delta\psi, \quad (2.3.3)$$

где  $\Delta\eta$  – угол поперечного наклона тарелки автомата перекося;  $\Delta\varphi_{РВ}$  – угол установки лопастей рулевого винта вертолета.

По каналу стабилизации высоты полета вертолета используется закон управления вида:

$$\Delta\varphi_{НВ} = -i_{V_y} \Delta V_y - i_H \Delta H. \quad (2.3.4)$$

Здесь  $\Delta\varphi_{НВ}$  – угол установки лопастей несущего винта;  $\Delta V_y$  – сигнал отклонения вертикальной скорости от требуемого значения, поступающий от СВС;  $\Delta H$  – отклонение высоты полета, поступающее от СВС или от РВ при небольших значениях высоты  $H$ .

В работе [28] отмечается, что благодаря автопилоту неустойчивый вертолет превращается в устойчивый объект управления. Указывается, что при полете вертолета Ми-8 в спокойной атмосфере АП обеспечивает отклонения углов  $\vartheta$ ,  $\gamma$  в пределах не более  $\pm 0,5^\circ$ , угла  $\psi$  – не более  $\pm 1^\circ$ , а высоты – не более  $\pm 6$  м.

Оригинальный автопилот описан в работе [30]. Он содержит два контура стабилизации объекта по координатам  $x$ ,  $y$ ,  $z$  вертолета и классический контур по углам  $\vartheta$ ,  $\gamma$  и  $\psi$ .

На наш взгляд, такой автопилот будет более эффективным при стабилизации режима «висения» БВ (см. Рис. 2.10,б). По утверждениям авторов этой работы автопилот прошел летные

испытания на макете вертолетной платформы. Их результаты показаны в указанной статье на соответствующих графиках.

Отметим, что при законах управления вида (2.3.1)-(2.3.4) практически все существующие вертолетные АП, например, АП-345 [29], являются аналоговыми устройствами.

#### ***2.3.4. Метод цифровой стабилизации программного движения центра масс БВ***

В предлагаемом комплексе управления БВ все функции АП должны быть реализованы в цифровом виде, т.е. с помощью соответствующих программ в его ВК. Это позволит использовать более сложные и эффективные законы стабилизации БВ, которые особенно необходимы на нелинейных траекториях его полета [68].

Отметим практическое отсутствие в существующей литературе работ по цифровой стабилизации программных траекторий БЛА.

Рассмотрим один из подходов к решению этой актуальной задачи применительно к перспективным БВ, оснащенных рассмотренной выше цифровой системой управления полетом.

В работах [1, 68] для формирования программного управления пространственным движением БВ как материальной точки было предложено использовать математическую модель полета вертолета на интервале времени  $[t_0, t_k]$  в виде следующих систем динамических и кинематических дифференциальных уравнений движения его центра масс:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= f_1(V, \theta, y, T_{\text{НВ}}, \chi) = \frac{T_{\text{НВ}} \cos \chi - X_{\text{В}}(y, V)}{m} - g \sin \theta; \\ \dot{\theta} &= f_2(V, \theta, y, T_{\text{НВ}}, \chi) = \frac{T_{\text{НВ}} \sin \chi + X_{\text{кр}}(y, V)}{mV} - \frac{g \cos \theta}{V}; \end{aligned} \quad (2.3.4)$$

$$\begin{aligned}\dot{\Psi} &= f_3(V, \theta, y, T_{\text{РВ}}) = \frac{T_{\text{РВ}}L_{\text{РВ}} + Z_{\text{к}}(y, V) - M_{\text{р}}(y)}{mV \cos \theta}; \\ \dot{x} &= f_4(V, \theta, \Psi) = V \cos \theta \cos \Psi; \\ \dot{y} &= f_5(V, \theta) = V \sin \theta; \\ \dot{z} &= f_6(V, \theta, \Psi) = V \cos \theta \sin \Psi,\end{aligned}\tag{2.3.5}$$

где  $V = V(t)$  – скорость БВ в момент времени  $t \in [t_0, t_k]$ ;  $\theta = \theta(t)$ ,  $\Psi = \Psi(t)$  – углы наклона к горизонту и поворота траектории (курса) вертолета в этот момент времени;  $x = x(t)$ ,  $y = y(t)$ ,  $z = z(t)$  – координаты центра масс (ЦМ) вертолета в выбранной эксплуатационной системе координат [1];  $m$  – масса БВ;  $X(y, V)$  – сила лобового сопротивления БВ;  $Y_{\text{кр}}(y, V)$  – подъемная сила крыла вертолета;  $Z_{\text{к}}(y, V)$  – боковая сила киля БВ;  $L_{\text{РВ}}$  – расстояние между ЦМ БВ и осью рулевого винта (РВ);  $M_{\text{р}}(y)$  – реактивный момент несущего винта (НВ);  $T_{\text{НВ}} = T_{\text{НВ}}(t)$  – сила тяги НВ БВ;  $\chi = \chi(t)$  – угол продольного отклонения оси вращения НВ относительно вектора скорости вертолета;  $T_{\text{РВ}} = T_{\text{РВ}}(t)$  – сила тяги РВ в момент времени  $t \in [t_0, t_k]$ .

Отметим, что три последние функции описывают косвенное программное управление движением БВ [1, 68] на интервале времени  $[t_0, t_k]$ , с помощью которого формируется программная (опорная) траектория движения его ЦМ (см. Рис. 2.10,а).

Приведенная выше система дифференциальных уравнений при заданных управляющих воздействиях интегрируется при следующих начальных условиях:

$$\begin{aligned}V(t_0) &= V_0; \quad \theta(t_0) = \theta_0; \quad \Psi(t_0) = \Psi_0; \\ x(t_0) &= x_0; \quad y(t_0) = y_0; \quad z(t_0) = z_0.\end{aligned}\tag{2.3.6}$$

Как было отмечено выше, в процессе движения БВ за счет действия всевозможных внешних (порывы ветра) и внутренних возмущений (неточности работы агрегатов и операторов

управления) значения фазовых координат БВ  $V(t)$ ;  $\theta(t)$ ;  $\Psi(t)$ ;  $x(t)$ ;  $y(t)$ ;  $z(t)$  получают некоторые приращения  $\pm\Delta V(t)$ ;  $\pm\Delta\theta(t)$ ;  $\pm\Delta\Psi(t)$ ;  $\pm\Delta x(t)$ ;  $\pm\Delta y(t)$ ;  $\pm\Delta z(t)$ ,  $t \in [t_0, t_k]$ . Эти изменения, суммируясь с параметрами  $V_{\text{оп}}(t)$ ;  $\theta_{\text{оп}}(t)$ ;  $\Psi_{\text{оп}}(t)$ ;  $x_{\text{оп}}(t)$ ;  $y_{\text{оп}}(t)$ ;  $z_{\text{оп}}(t)$  опорного (программного) движения БВ, могут привести к срыву выполнения вертолетом запланированного полетного задания.

Для безусловного выполнения таких заданий необходимо, чтобы все отклонения параметров полета БВ в любой момент времени  $t \in [t_0, t_k]$  удовлетворяли условиям вида:

$$|\Delta V(t)| \leq \varepsilon_1; \quad |\Delta\theta(t)| \leq \varepsilon_2; \quad |\Delta\Psi(t)| \leq \varepsilon_3; \quad (2.3.7)$$

$$|\Delta x(t)| \leq \varepsilon_4; \quad |\Delta y(t)| \leq \varepsilon_5; \quad |\Delta z(t)| \leq \varepsilon_6, \quad (2.3.8)$$

где  $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_6$  – допустимые значения отклонений параметров полета БВ, определяемые при разработке программ управления движением вертолета.

Из классической теории автоматического регулирования следует, что эти отклонения должны составлять в каждый момент времени  $t \in [t_0, t_k]$  не более 5% от опорных значений скорости, траекторных углов и координат ЦМ БВ. В дальнейшем будем считать, что отклонения координат  $\Delta x(t)$ ,  $\Delta y(t)$ ,  $\Delta z(t)$  зависят вследствие уравнений (2.3.4), (2.3.5) от изменений параметров  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta\theta(t)$ ,  $\Delta\Psi(t)$ . В этом случае предположим, что при выполнении неравенств (2.3.7) отклонения координат БВ удовлетворяют условиям (2.3.8). Поэтому будем осуществлять процесс стабилизации БВ в окрестности его опорной траектории только путем воздействия корректирующих управлений  $\Delta T_{\text{нв}}(t)$ ,  $\Delta\chi(t)$ ,  $\Delta T_{\text{рв}}(t)$  на значения параметров  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta\theta(t)$ ,  $\Delta\Psi(t)$ ,  $t \in [t_0, t_k]$ .

Предположим, что в процессе полетов БВ в каждый момент времени может быть нарушено не менее, чем одно условие из состава (2.3.7). Тогда задача стабилизации программного движения БВ будет состоять в восстановлении этих неравенств, то есть возврата соответствующих отклонений путем реализации корректирующих воздействий  $\Delta T_{\text{нв}}(t)$ ,  $\Delta \chi(t)$ ,  $\Delta T_{\text{рв}}(t)$  в области  $[-\varepsilon_i, +\varepsilon_i]$  их допустимых значений.

Для ее решения предлагается использовать «желаемые» экспоненциальные переходные характеристики [62] для параметров, вышедших из этих областей, а также методологию решения обратных задач управления динамическими объектами, описанную в монографии [5].

Рассмотрим предварительно следующую *вспомогательную задачу*.

Пусть имеется некоторый процесс, описываемый непрерывной функцией  $\eta = \eta(t)$ , которая на заданном интервале времени  $[t_0, t_k]$  и достаточно малом значении параметра  $\varepsilon$  должна удовлетворять условию:

$$|\eta(t)| \leq \varepsilon, \quad t \in [t_0, t_k]. \quad (2.3.9)$$

Будем считать, что при измерении его состояния в некоторый момент времени  $t = t_{\text{изм}}$  это условие нарушается. Этот факт описывается одним из следующих неравенств:

$$\eta(t_{\text{изм}}) > \varepsilon; \quad \eta(t_{\text{изм}}) < -\varepsilon. \quad (2.3.10)$$

При этом для возврата процесса в интервал  $[-\varepsilon_i, +\varepsilon_i]$  система управления процессом затрачивает  $\tau$  единиц времени. Требуется выбрать вид функции  $\eta = \eta(t)$ , удовлетворяющий при первом неравенстве из состава выражений (2.3.10) требованиям:

$$\eta(t_{\text{изм}}) = \eta_{\text{изм}}; \quad \eta(t_{\text{изм}} + \tau) = \varepsilon, \quad (2.3.11)$$

где  $\eta_{\text{изм}} > \varepsilon$  – измеренное значение недопустимого отклонения рассматриваемого процесса, представленное на Рис. 2.11, а.

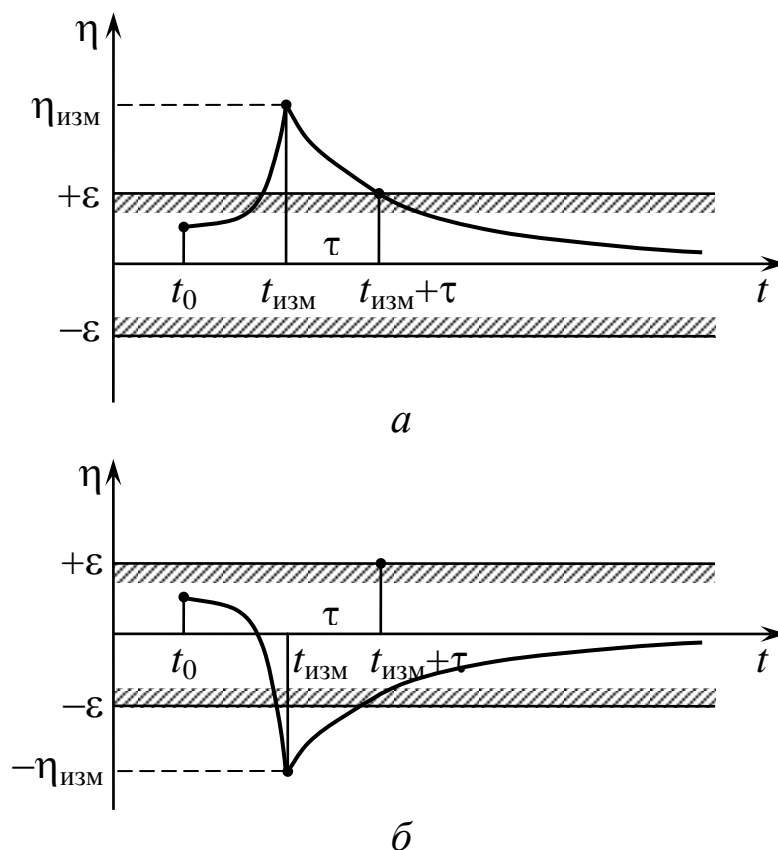


Рис. 2.11

В качестве функции  $\eta = \eta(t)$  будем использовать на интервале времени  $[t_{\text{изм}}, t_{\text{изм}} + \tau]$  зависимость вида:

$$\eta(t) = \eta_{\text{изм}} e^{-k(t-t_{\text{изм}})}, \quad (2.3.12)$$

которая явно удовлетворяет первому из требований (2.3.11).

Определим значение коэффициента  $k$ , обеспечивающего выполнение второго требования из состава условий (2.3.11).

Подставляя выражение (2.3.12) в это равенство, имеем, что:

$$\eta_{\text{изм}} e^{-k\tau} = \varepsilon.$$

Перепишем это выражение в следующей форме:

$$e^{-k\tau} = \frac{\varepsilon}{\eta_{\text{изм}}}.$$

Логарифмируя его правую и левую части и проводя несложные преобразования, получаем выражение вида:

$$k = -\frac{1}{\tau} \ln\left(\frac{\varepsilon}{\eta_{\text{ИЗМ}}}\right). \quad (2.3.13)$$

В связи с тем, что  $\eta_{\text{ИЗМ}} > \varepsilon$ , перепишем это выражение в следующей форме:

$$k = \frac{1}{\tau} \ln\left(\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\varepsilon}\right).$$

Подставляя его правую часть в формулу (2.3.12), имеем:

$$\begin{aligned} \eta(t) &= \eta_{\text{ИЗМ}} e^{-\frac{t-t_{\text{ИЗМ}}}{\tau} \ln\left(\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\varepsilon}\right)} = \\ &= \eta_{\text{ИЗМ}} \exp\left[\ln\left(\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\varepsilon}\right) \frac{t-t_{\text{ИЗМ}}}{\tau}\right] = \eta_{\text{ИЗМ}} \left(\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\varepsilon}\right)^{-\frac{t-t_{\text{ИЗМ}}}{\tau}}. \end{aligned} \quad (2.3.14)$$

Нетрудно показать, что эта зависимость полностью удовлетворяет требованиям вида (2.3.11).

Производная по времени  $t$  от показательной функции (2.3.14) записывается как:

$$\dot{\eta}(t) = -\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\tau} \left(\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\varepsilon}\right)^{-\frac{t-t_{\text{ИЗМ}}}{\tau}} \ln\left(\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\varepsilon}\right). \quad (2.3.15)$$

Отметим, что  $\dot{\eta}(t) < 0$  при  $t \in [t_{\text{ИЗМ}}, t_{\text{ИЗМ}} + \tau]$  (см. Рис. 2.10,а).

Для случая, представленного на Рис. 2.10,б, который описывается вторым неравенством из состава соотношений (2.3.10), будем использовать возрастающую функцию вида:

$$\eta(t) = -\eta_{\text{ИЗМ}} e^{k(t-t_{\text{ИЗМ}})}. \quad (2.3.16)$$

Эта функция должна удовлетворять следующим требованиям:

$$\eta(t_{\text{ИЗМ}}) = -\eta_{\text{ИЗМ}}; \quad \eta(t_{\text{ИЗМ}} + \tau) = -\varepsilon. \quad (2.3.17)$$

Из вида функции (2.3.16) следует, что первое из этих условий при  $t = t_{\text{ИЗМ}}$  выполняется автоматически. Проводя ана-

логичные выкладки для второго условия, получаем следующее выражение для коэффициента  $k$ :

$$k = \frac{1}{\tau} \ln \left( \frac{\varepsilon}{\eta_{\text{ИЗМ}}} \right).$$

Подставляя его в формулу (2.3.16) и проводя аналогичные формуле (2.3.14) преобразования, получаем окончательный вид выражения (2.3.16):

$$\eta(t) = -\eta_{\text{ИЗМ}} \left( \frac{\varepsilon}{\eta_{\text{ИЗМ}}} \right)^{\frac{t-t_{\text{ИЗМ}}}{\tau}}. \quad (2.3.18)$$

Нетрудно показать, что эта функция полностью соответствует требованиям (2.3.17).

Производная от функции (2.3.18) имеет вид:

$$\dot{\eta}(t) = -\frac{\eta_{\text{ИЗМ}}}{\tau} \left( \frac{\varepsilon}{\eta_{\text{ИЗМ}}} \right)^{\frac{t-t_{\text{ИЗМ}}}{\tau}} \ln \left( \frac{\varepsilon}{\eta_{\text{ИЗМ}}} \right). \quad (2.3.19)$$

При ситуации, когда  $\eta(t_{\text{ИЗМ}}) \in [-\varepsilon, \varepsilon]$ , но значение производной  $\dot{\eta}(t_{\text{ИЗМ}}) > 0$ , есть вероятность его выхода к следующему моменту времени  $t_{\text{ИЗМ}}$  за пределы указанного интервала.

Рассмотрим один из подходов к «удержанию» функции  $\eta(t)$  в интервале ее допустимых значений.

Для «желаемых» переходных характеристик таких параметров будем использовать выражение вида:

$$\eta(t) = \eta_{\text{доп}}(t_{\text{ИЗМ}}) e^{-k(t-t_{\text{ИЗМ}})}, \quad (2.3.20)$$

где  $\eta_{\text{доп}}(t_{\text{ИЗМ}}) \in [-\varepsilon, \varepsilon]$  – измеренное допустимое значение параметра.

На Рис. 2.12 представлены различные варианты рассматриваемой ситуации.

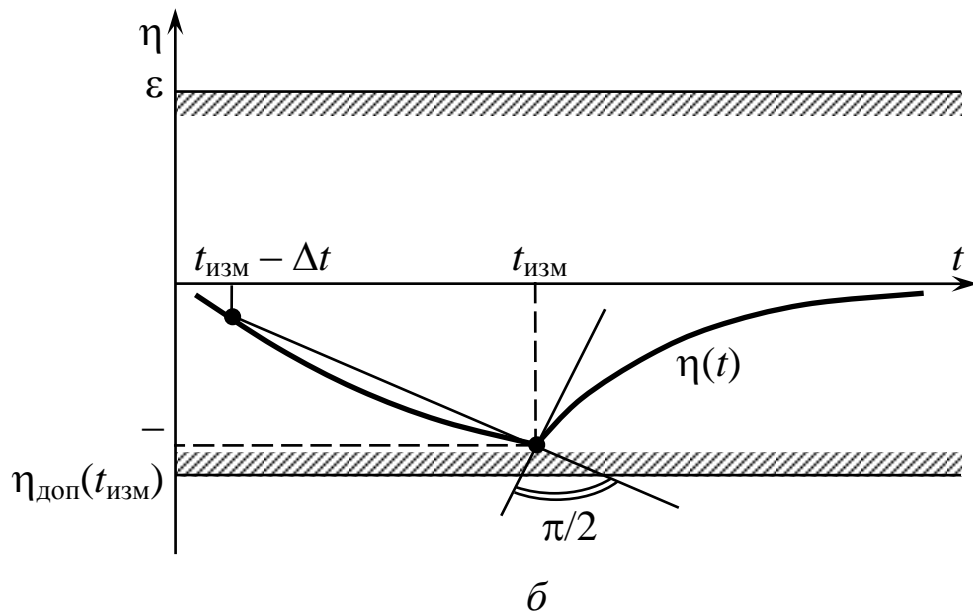
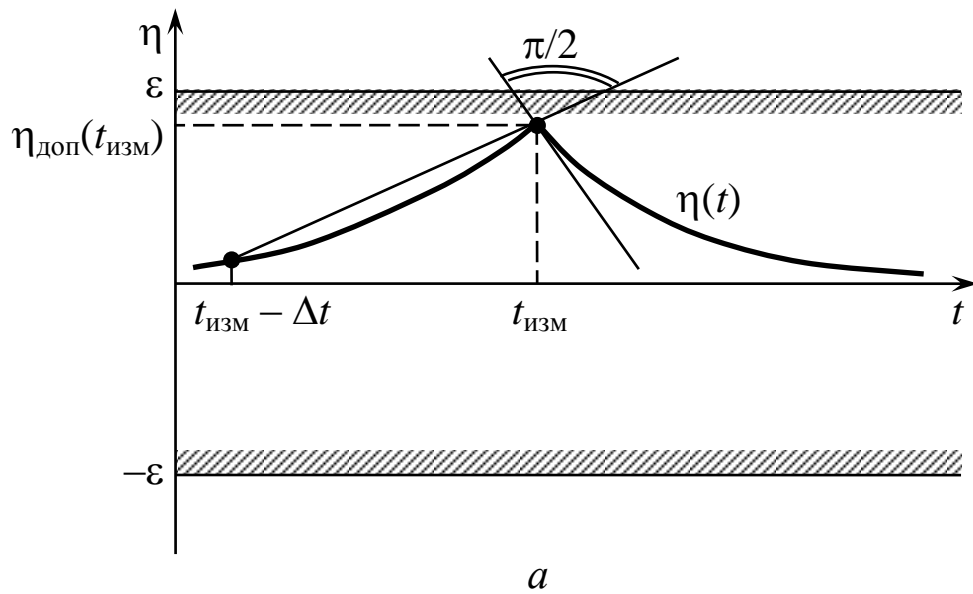


Рис. 2.12

Для случая на Рис. 2.12,а приближенное значение производной  $\dot{\eta}(t)$  в точке  $t = t_{\text{изм}}$ , которое является положительным, вычисляется как:

$$\dot{\eta}_{\text{пр}}(t_{\text{изм}}) = \frac{\eta(t_{\text{изм}}) - \eta(t_{\text{изм}} - \Delta t)}{\Delta t}, \quad (2.3.21)$$

где  $\Delta t$  – достаточно малая величина.

При дифференцировании выражения (2.3.20) для его производной в этой точке имеем:

$$\dot{\eta}(t_{\text{ИЗМ}}) = -k\eta_{\text{ДОП}}(t_{\text{ИЗМ}})e^{-k(t-t_{\text{ИЗМ}})}. \quad (4.3.22)$$

Поменяем знак у производной  $\dot{\eta}_{\text{ПР}}(t_{\text{ИЗМ}})$  на противоположный и рассмотрим равенство:

$$-k\eta_{\text{ДОП}}(t_{\text{ИЗМ}}) = -\dot{\eta}_{\text{ПР}}(t_{\text{ИЗМ}}). \quad (2.3.23)$$

Из этого соотношения следует, что:

$$k = \frac{\dot{\eta}_{\text{ПР}}(t_{\text{ИЗМ}})}{\eta_{\text{ДОП}}(t_{\text{ИЗМ}})}. \quad (2.3.24)$$

В случае поведения параметра  $\eta(t)$ , представленного на Рис. 2.12,б, приближенное значение его производной при  $t = t_{\text{ИЗМ}}$ , которое является отрицательным, также вычисляется как:

$$\dot{\eta}_{\text{ПР}}(t_{\text{ИЗМ}}) = \frac{-\eta(t_{\text{ИЗМ}}) + \eta(t_{\text{ИЗМ}} - \Delta t)}{\Delta t}. \quad (2.3.25)$$

В этом случае при  $\eta_{\text{ДОП}}(t_{\text{ИЗМ}}) < 0$  и смене знака в формуле (2.3.25) выражение (2.3.23) примет вид:

$$k\eta_{\text{ДОП}}(t_{\text{ИЗМ}}) = -\dot{\eta}_{\text{ПР}}(t_{\text{ИЗМ}}).$$

Отсюда для вычисления коэффициента  $k$  будем использовать формулу (2.3.24), но параметр  $\dot{\eta}_{\text{ПР}}(t_{\text{ИЗМ}})$  при  $\eta(t_{\text{ИЗМ}}) > 0$  и  $\eta(t_{\text{ИЗМ}}) < 0$  будем определять из общего выражения:

$$\dot{\eta}_{\text{ПР}}(t_{\text{ИЗМ}}) = \left| \frac{-\eta(t_{\text{ИЗМ}}) + \eta(t_{\text{ИЗМ}} - \Delta t)}{\Delta t} \right|. \quad (2.3.26)$$

Отмеченные выше отклонения динамических параметров  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta\theta(t)$ ,  $\Delta\Psi(t)$  будем рассматривать для общепринятого в литературе по динамике полета БЛА [67] наиболее длительного для типового профиля движения БВ [1, 12] этапа горизонтального полета на постоянной высоте  $h$  с крейсерской скоростью  $V_{\text{кр}}$  и траекторными углами  $\theta = 0^\circ$ ,  $\Psi = \Psi_{\text{зад}}^0$ . Такая программная (опорная) траектория вертолета реализуется при

постоянных значениях управляющих воздействий  $T_{\text{HB}}^{(\text{пр})}$ ,  $\chi^{(\text{пр})}$  и  $T_{\text{рв}}^{(\text{пр})}$  [68].

Следуя подходу, предлагаемому в работах [61, 67], система линейных дифференциальных уравнений для описания отклонений основных параметров опорной траектории, построенная на основе системы (2.3.4), будет иметь вид:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{V} &= a_{11}\Delta V + a_{12}\Delta\theta + a_{13}\Delta y + a_{14}\Delta\Psi + b_{11}\Delta T_{\text{HB}} + b_{12}\Delta\chi; \\ \Delta \dot{\theta} &= a_{21}\Delta V + a_{22}\Delta\theta + a_{23}\Delta y + a_{24}\Delta\Psi + b_{21}\Delta T_{\text{HB}} + b_{22}\Delta\chi; \\ \Delta \dot{\Psi} &= a_{31}\Delta V + a_{32}\Delta\theta + a_{33}\Delta y + a_{34}\Delta\Psi + b_{33}\Delta T_{\text{рв}}; \\ \Delta \dot{y} &= a_{41}\Delta V + a_{52}\Delta\theta + a_{53}\Delta\Psi.\end{aligned}\quad (2.3.27)$$

Здесь считается, что этап горизонтального полета БВ реализуется на интервале времени  $[t_0, t_k]$ .

В Приложении 1 приводится анализ устойчивости программного движения центра масс БВ, который проводится на основе модели его свободного возмущенного движения. Эта модель получается из системы уравнений (2.3.27) при  $\Delta T_{\text{HB}}(t) = 0$ ,  $\Delta\chi(t) = 0$  и  $\Delta T_{\text{рв}}(t) = 0$ ,  $t \in [t_0, t_k]$

Коэффициенты  $a_{ij}$  и  $b_{ij}$  системы (2.3.27) формируются на основе правых частей исходной системы (2.3.4) и указанных выше параметров опорной (программной) траектории БВ следующим образом:

$$\begin{aligned}a_{11} &= \left( \frac{\partial f_1}{\partial V} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{\bar{C}_{x\text{верт}} SV \rho(0)}{m} e^{-cy} \right)_{\text{оп}} = \frac{\bar{C}_{x\text{верт}} SV_{\text{кр}}}{m} e^{-ch}; \\ a_{12} &= \left( \frac{\partial f_1}{\partial \theta} \right)_{\text{оп}} = (-g \cos \theta)_{\text{оп}} = -g; \\ a_{13} &= \left( \frac{\partial f_1}{\partial y} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{c \bar{C}_{x\text{верт}} SV^2}{2m} e^{-cy} \right)_{\text{оп}} = \frac{c \bar{C}_{x\text{верт}} SV_{\text{кр}}^2}{m} e^{-ch};\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_{14} &= \left( \frac{\partial f_1}{\partial \Psi} \right)_{\text{оп}} = 0; \\
b_{11} &= \left( \frac{\partial f_1}{\partial T_{\text{HB}}} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{\cos \chi}{m} \right)_{\text{оп}} = \frac{\cos \chi^{(\text{пр})}}{m}; \\
b_{12} &= \left( \frac{\partial f_1}{\partial \chi} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{T_{\text{HB}} \sin \chi}{m} \right)_{\text{оп}} = \frac{T_{\text{HB}}^{(\text{пр})} \sin \chi^{(\text{пр})}}{m}; \\
a_{21} &= \left( \frac{\partial f_2}{\partial V} \right)_{\text{оп}} = \\
&= \left( \frac{g \cos \theta}{V^2} - \frac{0,5 C_{y \text{кр}} S_{\text{кр}} V^2 + T_{\text{HB}} \sin \chi}{m V^2} + \frac{C_{y \text{кр}} S_{\text{кр}} V \rho(0)}{m} e^{-cy} \right)_{\text{оп}} = \\
&= \frac{g}{V_{\text{кр}}^2} + \frac{C_{y \text{кр}} S_{\text{кр}} (-0,5 + V_{\text{кр}} \rho(0))}{m} e^{-ch}; \\
a_{22} &= \left( \frac{\partial f_2}{\partial \theta} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{g \sin \theta}{V} \right)_{\text{оп}} = 0; \\
a_{23} &= \left( \frac{\partial f_2}{\partial y} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{c C_{y \text{кр}} V \rho(0)}{2m} e^{-cy} \right)_{\text{оп}} = \frac{c C_{y \text{кр}} S_{\text{кр}} V_{\text{кр}} \rho(0)}{2m} e^{-ch}; \\
a_{24} &= \left( \frac{\partial f_2}{\partial \Psi} \right)_{\text{оп}} = 0; \\
b_{21} &= \left( \frac{\partial f_2}{\partial T_{\text{HB}}} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{\sin \chi}{m V} \right)_{\text{оп}} = 0; \\
b_{22} &= \left( \frac{\partial f_2}{\partial \chi} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{T_{\text{HB}} \cos \chi}{m V} \right)_{\text{оп}} = \frac{T_{\text{HB}}^{(\text{пр})}}{m V_{\text{кр}}};
\end{aligned} \tag{2.3.28}$$

$$\begin{aligned}
a_{31} &= \left( \frac{\partial f_3}{\partial V} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{C_{yк} L_{\text{пБ}} S_{\text{к}} \rho(0)}{m \cos \theta} e^{-cy} - \right. \\
&\quad \left. - \frac{0,5 C_{yк} L_{\text{пБ}} S_{\text{к}} \rho(0) e^{-cy} V^2 - M_{\text{п}} + L_{\text{пБ}} T_{\text{пБ}}}{m V^2 \cos \theta} \right)_{\text{оп}} = \\
&= \frac{C_{yк} L_{\text{пБ}} S_{\text{к}} \rho(0) e^{-ch}}{m} - \\
&\quad - \frac{0,5 C_{yк} L_{\text{пБ}} S_{\text{к}} V_{\text{кп}}^2 \rho(0) e^{-cp} - M_{\text{п}} + L_{\text{пБ}} T_{\text{пБ}}^{(\text{оп})}}{m V_{\text{кп}}^2};
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_{32} &= \left( \frac{\partial f_3}{\partial \theta} \right)_{\text{оп}} = \\
&= \left( \frac{\sin \theta \left( 0,5 C_{yк} L_{\text{пБ}} S_{\text{к}} V^2 \rho(0) e^{-cy} - M_{\text{п}} + L_{\text{пБ}} T_{\text{пБ}}^{(\text{оп})} \right)}{m V \cos^2 \theta} \right)_{\text{оп}} = 0;
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_{33} &= \left( \frac{\partial f_3}{\partial y} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{c C_{yк} L_{\text{пБ}} S_{\text{к}} V \rho(0) e^{-cy}}{2m \cos \theta} \right)_{\text{оп}} = \\
&= \frac{c C_{yк} L_{\text{пБ}} S_{\text{к}} V_{\text{кп}} \rho(0) e^{-ch}}{2m};
\end{aligned}$$

$$a_{34} = \left( \frac{\partial f_3}{\partial \Psi} \right)_{\text{оп}} = 0;$$

$$b_{31} = \left( \frac{\partial f_3}{\partial T_{\text{нБ}}} \right)_{\text{оп}} = 0;$$

$$b_{32} = \left( \frac{\partial f_3}{\partial \chi} \right)_{\text{оп}} = 0;$$

$$b_{33} = \left( \frac{\partial f_3}{\partial T_{\text{пБ}}} \right)_{\text{оп}} = \left( \frac{L_{\text{пБ}}}{m V \cos \theta} \right)_{\text{оп}} = \frac{L_{\text{пБ}}}{m V_{\text{кп}}};$$

$$a_{51} = \left( \frac{\partial f_5}{\partial V} \right)_{\text{оп}} = (\sin \theta)_{\text{оп}} = 0;$$

$$a_{52} = \left( \frac{\partial f_5}{\partial \theta} \right)_{\text{оп}} = (V \cos \theta)_{\text{оп}} = V_{\text{кр}};$$

$$a_{53} = \left( \frac{\partial f_5}{\partial \Psi} \right)_{\text{оп}} = 0.$$

Указанные производные вычислялись с учетом того, что для силы лобового сопротивления БВ, подъемной силы его крыла и боковой силы киля вертолета использовались следующие выражения [1]:

$$X_{\text{верт}}(y, V) = 0,5 \bar{C}_{x \text{ верт}} \rho(y) V^2 S;$$

$$Y_{\text{кр}}(y, V) = 0,5 C_{y \text{ кр}} \rho(y) V^2 S_{\text{кр}};$$

$$Z_{\text{к}}(y, V) = 0,5 C_{\text{к}} \rho(y) V^2 S_{\text{к}}.$$

Для входящей в эти формулы плотности воздуха на высоте  $y$  применялась зависимость вида [1, 68]:

$$\rho(y) = \rho(0) e^{-cy}.$$

Заметим, что в общем случае, когда параметры программного движения БВ (скорость, траекторные углы, координаты) являются функциями времени [1], коэффициенты (2.3.28) также будут зависеть от времени  $t \in [t_0, t_k]$ .

Отметим, что в работе [61] приведены уравнения возмущенного продольного и бокового движения вертолета как твердого тела, аналогичные уравнениям (2.3.27).

Для выбора стабилизирующих (корректирующих) управляющих воздействий  $\Delta T_{\text{нв}}$ ,  $\Delta \chi$ ,  $\Delta T_{\text{рв}}$  перепишем систему уравнений (2.3.27) в следующей форме:

$$b_{11} \Delta T_{\text{нв}} + b_{12} \Delta \chi = c_1;$$

$$b_{21} \Delta T_{\text{нв}} + b_{22} \Delta \chi = c_2; \quad (2.3.29)$$

$$b_{33} \Delta T_{\text{рв}} = c_3,$$

где:

$$\begin{aligned} c_1 &= \Delta \dot{V} - a_{11} \Delta V - a_{12} \Delta \theta - a_{13} \Delta y; \\ c_2 &= \Delta \dot{\theta} - a_{21} \Delta V - a_{22} \Delta \theta - a_{23} \Delta y; \\ c_3 &= \Delta \dot{\Psi} - a_{31} \Delta V - a_{32} \Delta \theta - a_{33} \Delta y. \end{aligned} \quad (2.3.30)$$

Решая первые два уравнения системы линейных алгебраических уравнений (2.3.29) известным методом Крамера, получаем:

$$\begin{aligned} \Delta T_{\text{нв}} &= \frac{c_1 b_{22} - c_2 b_{12}}{b_{11} b_{22} - b_{21} b_{12}}; \\ \Delta \chi &= \frac{c_2 b_{11} - c_1 b_{21}}{b_{11} b_{22} - b_{21} b_{12}}. \end{aligned} \quad (2.3.31)$$

Из третьего уравнения системы (2.3.29) следует, что:

$$\Delta T_{\text{нв}} = \frac{c_3}{b_{33}}. \quad (2.3.32)$$

Отметим, что коэффициенты  $c_j$ ,  $j = \overline{(1, 3)}$  для рассматриваемого опорного движения БВ, зависящие от отклонений  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta y(t)$  и  $\Delta \Psi(t)$  и их производных, вследствие выражений (2.3.30) будут функциями времени  $t \in [t_0, t_k]$ . Тогда из выражений (2.3.31) и (2.3.32) следует, что корректирующие (стабилизирующие) воздействия также будут функциями вида:

$$\Delta T_{\text{нв}} = \Delta T_{\text{нв}}(t); \quad \Delta \chi = \Delta \chi(t); \quad \Delta T_{\text{рв}} = \Delta T_{\text{рв}}(t). \quad (2.3.33)$$

В процессе выполнения БВ полетного задания в силу случайных причин в некоторый момент времени  $t = t_{\text{изм}}$ , где  $t_{\text{изм}} \in [t_0, t_k]$  может быть обнаружено, что нарушены одно, несколько или все условия вида (2.3.7), (2.3.8).

Из комбинаторики следует, что общее возможное число нарушений условий для  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta \Psi(t)$  и  $\Delta y(t)$  будет равно:

$$N = C_4^1 + C_4^2 + C_4^3 + C_4^4 = 15, \quad (2.3.34)$$

которое вычисляется с использованием следующей формулы для числа сочетаний:

$$C_n^m = \frac{n!}{m!(n-m)!}$$

при  $n = 4$  и  $m = 1, 2, 3, 4$ .

Из выражения (2.3.34) следует, что при практической реализации предлагаемого подхода необходимо использовать 15 вариантов выражений (2.3.29)-(2.3.32).

Рассмотрим обобщенный метод применения этих соотношений.

Для учета различных ситуаций со значениями возмущенных параметров полета БВ введем в рассмотрение следующие вспомогательные параметры:

$$\begin{aligned} \alpha_1(t_{\text{КОНТ}}) &= \begin{cases} 0, & \text{при } |\Delta V_{\text{КОНТ}}| < \varepsilon_1; \\ 1, & \text{при } |\Delta V_{\text{КОНТ}}| > \varepsilon_1; \end{cases} \\ \alpha_2(t_{\text{КОНТ}}) &= \begin{cases} 0, & \text{при } |\Delta \theta_{\text{КОНТ}}| < \varepsilon_2; \\ 1, & \text{при } |\Delta \theta_{\text{КОНТ}}| > \varepsilon_2; \end{cases} \\ \alpha_3(t_{\text{КОНТ}}) &= \begin{cases} 0, & \text{при } |\Delta y_{\text{КОНТ}}| < \varepsilon_5; \\ 1, & \text{при } |\Delta y_{\text{КОНТ}}| > \varepsilon_5; \end{cases} \\ \alpha_4(t_{\text{КОНТ}}) &= \begin{cases} 0, & \text{при } |\Delta \Psi_{\text{КОНТ}}| < \varepsilon_3; \\ 1, & \text{при } |\Delta \Psi_{\text{КОНТ}}| > \varepsilon_3, \end{cases} \end{aligned} \quad (2.3.35)$$

где  $t = t_{\text{КОНТ}}$  – момент времени контроля приведенных параметров, осуществляемого вычислительной частью комплекса управления полетом и оборудованием вертолета, которое можно считать равным величине  $t_{\text{ИЗМ}}$ .

Будем считать, что процесс контроля их отклонений осуществляется на интервале времени  $[t_0, t_k]$  с достаточно малой периодичностью  $\Delta t$  в моменты времени:

$$t_{\text{КОНТ}}^{(s)} = t_0 + s\Delta t, \quad s = (\overline{0, s_{\text{max}}}),$$

где  $s$  – номер такта работы системы цифровой стабилизации.

Максимальное число тактов для каждого полета БВ вычисляется по формуле вида:

$$s_{\max} = \left[ \left( \frac{t_k - t_0}{\Delta t} \right) \right].$$

Здесь  $[(\cdot)]$  – операция выделения целой част числа  $(\cdot)$ .

Пусть информационная часть комплекса управления с периодичностью  $\Delta t$  ед. времени выдает в его вычислительную часть текущие значения параметров  $V(t)$ ,  $\theta(t)$ ,  $y(t)$ ,  $\Psi(t)$ ,  $t \in [t_0, t_k]$ . В этой части комплекса формируется совокупность их фактических значений:

$$\begin{aligned} V_{\phi} &= V(t_{\text{конт}}); & \theta_{\phi} &= \theta(t_{\text{конт}}); \\ y_{\phi} &= y(t_{\text{конт}}); & \Psi_{\phi} &= \Psi(t_{\text{конт}}). \end{aligned} \quad (2.3.36)$$

Далее в вычислительной части комплекса проводится расчет отклонений для рассматриваемой опорной траектории БВ:

$$\begin{aligned} \Delta V(t_{\text{конт}}) &= V_{\phi} - V_{\text{оп}}; & \Delta \theta(t_{\text{конт}}) &= \theta_{\phi} - \theta_{\text{оп}}; \\ \Delta y(t_{\text{конт}}) &= y_{\phi} - y_{\text{оп}}; & \Delta \Psi(t_{\text{конт}}) &= \Psi_{\phi} - \Psi_{\text{оп}}. \end{aligned} \quad (2.3.37)$$

и формирование параметров вида (2.3.35).

Введем для значений параметров  $\alpha_1(t_{\text{конт}}) = \alpha_2(t_{\text{конт}}) = \alpha_3(t_{\text{конт}}) = \alpha_4(t_{\text{конт}}) = 1$  обозначения  $\Delta V_{\text{от}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta \theta_{\text{от}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})$ , описывающие отклонения фактических параметров полета БВ от границ допустимых областей их изменения.

Аналогично для значений параметров  $\alpha_i(t_{\text{конт}}) = 0$ ,  $i \in \overline{(1, 4)}$  обозначим через  $\Delta V_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta \theta_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta y_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta \Psi_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$  допустимые отклонения фактических значений параметров полета вертолета.

С учетом смысла выражений (2.3.35) и введенных выше обозначений формулы (2.3.30) представим в следующем общем виде:

$$\begin{aligned}
c_1 &= c_1(t, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3) = \\
&= [\alpha_1(t_{\text{конт}}) \Delta \dot{V}_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_1(t_{\text{конт}})) \Delta \dot{V}_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{11} [\alpha_1(t_{\text{конт}}) \Delta V_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_1(t_{\text{конт}})) \Delta V_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{12} [\alpha_2(t_{\text{конт}}) \Delta \theta_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_2(t_{\text{конт}})) \Delta \theta_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{13} [\alpha_3(t_{\text{конт}}) \Delta y_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_3(t_{\text{конт}})) \Delta y_{\text{доп}}(t)]; \\
c_2 &= c_2(t, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3) = \\
&= [\alpha_2(t_{\text{конт}}) \Delta \dot{\theta}_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_2(t_{\text{конт}})) \Delta \dot{\theta}_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{21} [\alpha_1(t_{\text{конт}}) \Delta V_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_1(t_{\text{конт}})) \Delta V_{\text{доп}}(t)] - \quad (2.3.38) \\
&- a_{22} [\alpha_2(t_{\text{конт}}) \Delta \theta_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_2(t_{\text{конт}})) \Delta \theta_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{23} [\alpha_3(t_{\text{конт}}) \Delta y_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_3(t_{\text{конт}})) \Delta y_{\text{доп}}(t)]; \\
c_3 &= c_3(t, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \alpha_4) = \\
&= [\alpha_4(t_{\text{конт}}) \Delta \dot{\Psi}_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_4(t_{\text{конт}})) \Delta \dot{\Psi}_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{31} [\alpha_1(t_{\text{конт}}) \Delta V_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_1(t_{\text{конт}})) \Delta V_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{32} [\alpha_2(t_{\text{конт}}) \Delta \theta_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_2(t_{\text{конт}})) \Delta \theta_{\text{доп}}(t)] - \\
&- a_{33} [\alpha_3(t_{\text{конт}}) \Delta y_{\text{от}}(t) + (1 - \alpha_3(t_{\text{конт}})) \Delta y_{\text{доп}}(t)].
\end{aligned}$$

Для конкретизации этих выражений, предполагая, что  $t_{\text{конт}} = t_{\text{изм}}$ , будем использовать результаты вида (2.3.14), (2.3.15), (2.3.18), (2.3.19) и (2.3.20), (2.3.21), (2.3.24), (2.3.26) решения приведенной выше *вспомогательной задачи*.

Обозначая через  $\tau_1, \tau_2, \tau_5, \tau_3$  затраты времени на ликвидацию недопустимых по «желаемым» переходным характеристикам отклонений  $\Delta V_{\text{от}}(t_{\text{конт}}), \Delta \theta_{\text{от}}(t_{\text{конт}}), \Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}}), \Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})$  исполнительной частью комплекса управления полетом БВ, получаем следующие зависимости от времени для отклонений рассматриваемых параметров и их производных, входящие в выражения (2.3.38).

$$\begin{aligned}
\Delta V_{\text{OT}}(t) &= \begin{cases} \Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) \left( \frac{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\varepsilon_1} \right)^{-\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_1}}, & \text{при } \Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) > 0; \\ -\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) \left( \frac{\varepsilon_1}{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})} \right)^{\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_1}}, & \text{при } \Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) < 0; \end{cases} \\
\Delta \dot{V}_{\text{OT}}(t) &= \begin{cases} -\frac{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\tau_1} \left( \frac{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\varepsilon_1} \right)^{-\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_1}} \ln \left( \frac{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\varepsilon_1} \right), & \text{при } \Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) > 0; \\ -\frac{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\tau_1} \left( \frac{\varepsilon_1}{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})} \right)^{\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_1}} \ln \left( \frac{\varepsilon_1}{\Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})} \right), & \text{при } \Delta V_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) < 0; \end{cases} \\
\Delta \theta_{\text{OT}}(t) &= \begin{cases} \Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) \left( \frac{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\varepsilon_2} \right)^{-\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_2}}, & \text{при } \Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) > 0; \\ -\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) \left( \frac{\varepsilon_2}{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})} \right)^{\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_2}}, & \text{при } \Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) < 0; \end{cases} \quad (2.3.39) \\
\Delta \dot{\theta}_{\text{OT}}(t) &= \begin{cases} -\frac{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\tau_2} \left( \frac{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\varepsilon_2} \right)^{-\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_2}} \ln \left( \frac{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\varepsilon_2} \right), & \text{при } \Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) > 0; \\ -\frac{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})}{\tau_2} \left( \frac{\varepsilon_2}{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})} \right)^{\frac{t-t_{\text{КОИТ}}}{\tau_2}} \ln \left( \frac{\varepsilon_2}{\Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}})} \right), & \text{при } \Delta \theta_{\text{OT}}(t_{\text{КОИТ}}) < 0; \end{cases}
\end{aligned}$$

$$\Delta y_{\text{от}}(t) = \begin{cases} \Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}}) \left( \frac{\Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}})}{\varepsilon_5} \right)^{-\frac{t-t_{\text{конт}}}{\tau_5}}, & \text{при } \Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}}) > 0; \\ -\Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}}) \left( \frac{\varepsilon_5}{\Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}})} \right)^{\frac{t-t_{\text{конт}}}{\tau_5}}, & \text{при } \Delta y_{\text{от}}(t_{\text{конт}}) < 0; \end{cases}$$

$$\Delta \dot{\Psi}_{\text{от}}(t) = \begin{cases} \frac{\Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})}{\tau_3} \left( \frac{\Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})}{\varepsilon_3} \right)^{-\frac{t-t_{\text{конт}}}{\tau_3}} \ln \left( \frac{\Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})}{\varepsilon_3} \right), & \text{при } \Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}}) > 0; \\ -\frac{\Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})}{\tau_3} \left( \frac{\varepsilon_3}{\Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})} \right)^{\frac{t-t_{\text{конт}}}{\tau_3}} \ln \left( \frac{\varepsilon_3}{\Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}})} \right), & \text{при } \Delta \Psi_{\text{от}}(t_{\text{конт}}) < 0; \end{cases}$$

Для допустимых в момент времени  $t = t_{\text{конт}}$  отклонений в выражениях (2.3.38) используются функции  $\Delta V_{\text{доп}}(t)$ ,  $\Delta \theta_{\text{доп}}(t)$ ,  $\Delta y_{\text{доп}}(t)$ , которые формируются по результатам работы информационной и вычислительной подсистем комплекса управления полетом БВ следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta V_{\text{доп}}(t) &= \pm \Delta V_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) e^{-k_1(t-t_{\text{конт}})}; \\ \Delta \dot{V}_{\text{доп}}(t) &= \mp k_1 \Delta V_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) e^{-k_1(t-t_{\text{конт}})}; \\ \Delta \theta_{\text{доп}}(t) &= \pm \Delta \theta_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) e^{-k_2(t-t_{\text{конт}})}; \\ \Delta \dot{\theta}_{\text{доп}}(t) &= \mp k_2 \Delta \theta_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) e^{-k_2(t-t_{\text{конт}})}; \\ \Delta \Psi_{\text{доп}}(t) &= \pm \Delta \Psi_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) e^{-k_3(t-t_{\text{конт}})}; \\ \Delta \dot{\Psi}_{\text{доп}}(t) &= \mp k_3 \Delta \Psi_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) e^{-k_3(t-t_{\text{конт}})}; \\ \Delta y_{\text{доп}}(t) &= \pm \Delta y_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) e^{-k_4(t-t_{\text{конт}})}. \end{aligned} \quad (2.3.40)$$

где  $\Delta V_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta \theta_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta \Psi_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$ ,  $\Delta y_{\text{доп}}(t_{\text{конт}})$  – результаты измерений текущих значений параметров  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta \Psi(t)$  и  $\Delta y(t)$ .

Коэффициенты  $k_1, k_2, k_3, k_4$  в этих выражениях согласно выражению (2.3.26) вычисляются по формулам вида:

$$\begin{aligned}
 k_1 &= \left| \frac{\Delta V_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) - \Delta V_{\text{доп}}(t_{\text{конт}} - \Delta t)}{\Delta t} \right|; \\
 k_2 &= \left| \frac{\Delta \theta_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) - \Delta \theta_{\text{доп}}(t_{\text{конт}} - \Delta t)}{\Delta t} \right|; \\
 k_3 &= \left| \frac{\Delta \Psi_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) - \Delta \Psi_{\text{доп}}(t_{\text{конт}} - \Delta t)}{\Delta t} \right|; \\
 k_4 &= \left| \frac{\Delta y_{\text{доп}}(t_{\text{конт}}) - \Delta y_{\text{доп}}(t_{\text{конт}} - \Delta t)}{\Delta t} \right|.
 \end{aligned} \tag{2.3.41}$$

Рассмотрим краткое описание процесса реализации предлагаемого метода цифровой стабилизации программного движения БВ.

Комплекс управления полетом вертолета осуществляет периодическое измерение в моменты времени  $t = t_{\text{конт}} \in [t_0, t_k]$  фактических значений параметров  $V(t), \theta(t), y(t), \Psi(t)$  и вычисление их отклонений по формулам (2.3.37). По результатам вычислений формируются, согласно выражениям (2.3.35) значения параметров  $\alpha_1(t_{\text{конт}}), \alpha_2(t_{\text{конт}}), \alpha_3(t_{\text{конт}}), \alpha_4(t_{\text{конт}})$ .

При их нулевых значениях процесс стабилизации не производится. Если хотя бы один из параметров  $\alpha_i(t_{\text{конт}})$  равен единице, то производится расчет по соответствующим формулам (2.3.38)-(2.3.41) и с привлечением выражений (2.3.31), (2.3.32) определяются косвенные стабилизирующие воздействия  $\Delta T_{\text{нв}}(t), \Delta \chi(t), \Delta T_{\text{рв}}(t)$ .

Пример расчета таких воздействий представлен в Приложении 2.

Из проведенных вычислительных экспериментов следует, что эти воздействия имеют локальный характер и действуют

только на интервалах времени  $[t_{\text{КОНТ}}^{(s-1)}, t_{\text{КОНТ}}^{(s)}]$ ,  $s = \overline{(1, s_{\text{max}})}$ . Последнее приводит к разрывному характеру стабилизирующего управления и кусочно-непрерывному изменению параметров  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta y(t)$ ,  $\Delta \Psi(t)$ ,  $t \in [t_0, t_k]$  (см. Рис. П.2.4). Отметим, что это не противоречит современной теории управления БЛА [5].

Полученные функции  $\Delta T_{\text{НВ}}^{(s-1)}(t)$ ,  $\Delta \chi^{(s-1)}(t)$ ,  $\Delta T_{\text{РВ}}^{(s-1)}(t)$ ,  $t \in [t_{\text{КОНТ}}^{(s-1)}, t_{\text{КОНТ}}^{(s)}]$  согласно методике, приведенной в работах [1, 68], используются для определения следующих непосредственных (прямых) управляющих воздействий на вертолет:

- $\Delta \bar{n}_{\text{ДВ}}^{(s-1)}(t)$  – относительное число оборотов двигателя БВ;
- $\Delta \varphi_{\text{НВ}}^{(s-1)}(t)$  – изменение общего шага несущего винта (НВ);
- $\Delta \varphi_{\text{СТ}}^{(s-1)}(t)$  – изменение угла отклонения стабилизатора (СТ);
- $\Delta \delta_{\text{АП}}^{(s-1)}(t)$  – дополнительное значение угла продольного наклона кольца автомата перекоса (АП);
- $\Delta \varphi_{\text{РВ}}^{(s-1)}(t)$  – изменение шага рулевого винта (РВ).

Вычисление этих значений производится по указанной методике с помощью соответствующих программ в вычислительной подсистеме комплекса управления полетом и оборудованием БВ.

Приведенный выше подход обеспечивает стабилизацию положения ЦМ вертолета на программной (опорной) траектории его движения. Для стабилизации положения БВ как твердого тела в пространстве могут применяться законы управления вида (2.3.1), (2.3.3) и (2.3.4), которые также реализуются

программно в вычислительной подсистеме комплекса управления полетом и оборудованием БВ. Отметим, что в работе [62] приведена оригинальная методика оптимизации передаточных чисел автопилота, которая после соответствующих доработок может быть использована в указанных выше законах стабилизации положения БВ как твердого тела.

В развитие предлагаемого подхода необходимо рассмотреть задачи цифровой стабилизации параметров полета БВ для нелинейных программных траекторий и скоростей его движения, зависящих от времени, а также стабилизации значений координат вертолета для режима его висения.

## **Глава 3. КОМПЛЕКСЫ ЦЕЛЕВОГО ОБОРУДОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**

Как было отмечено в Разд. 1.3, этот вид комплексов бортового оборудования БВ определяет их назначение и решаемые вертолетами задачи.

В настоящее время в беспилотной авиационной технике используется значительное многообразие различных видов устройств и аппаратуры, которые трактуются понятиями «полезная нагрузка», «целевая нагрузка» и др.

Введем следующее обозначение:

Под *целевым оборудованием* (ЦО) БВ будем понимать бортовое оборудование, предназначенное для эффективного решения задач операции, проводимой с помощью конкретного вертолета.

Отметим, что в перспективе при изменении задач операции состав выполненного в модульном исполнении ЦО конкретного БВ может изменяться. Заметим также, что в существующей литературе отсутствует четкая общепринятая классификация этой главной компоненты беспилотной авиационной техники.

Состав комплексов ЦО основных видов БВ [1] представлен на Рис. 3.1.

Рассмотрим современные и перспективные образцы ЦО этих БВ.

### **3.1. Бортовые оптико-электронные системы**

Этот класс бортовых систем, работающий в видимом (ТВ) и инфракрасном (ИК) диапазонах, должны обеспечивать в ночных и дневных условиях полетов БВ поиск и обнаружение наземных (надводных) и воздушных целей.

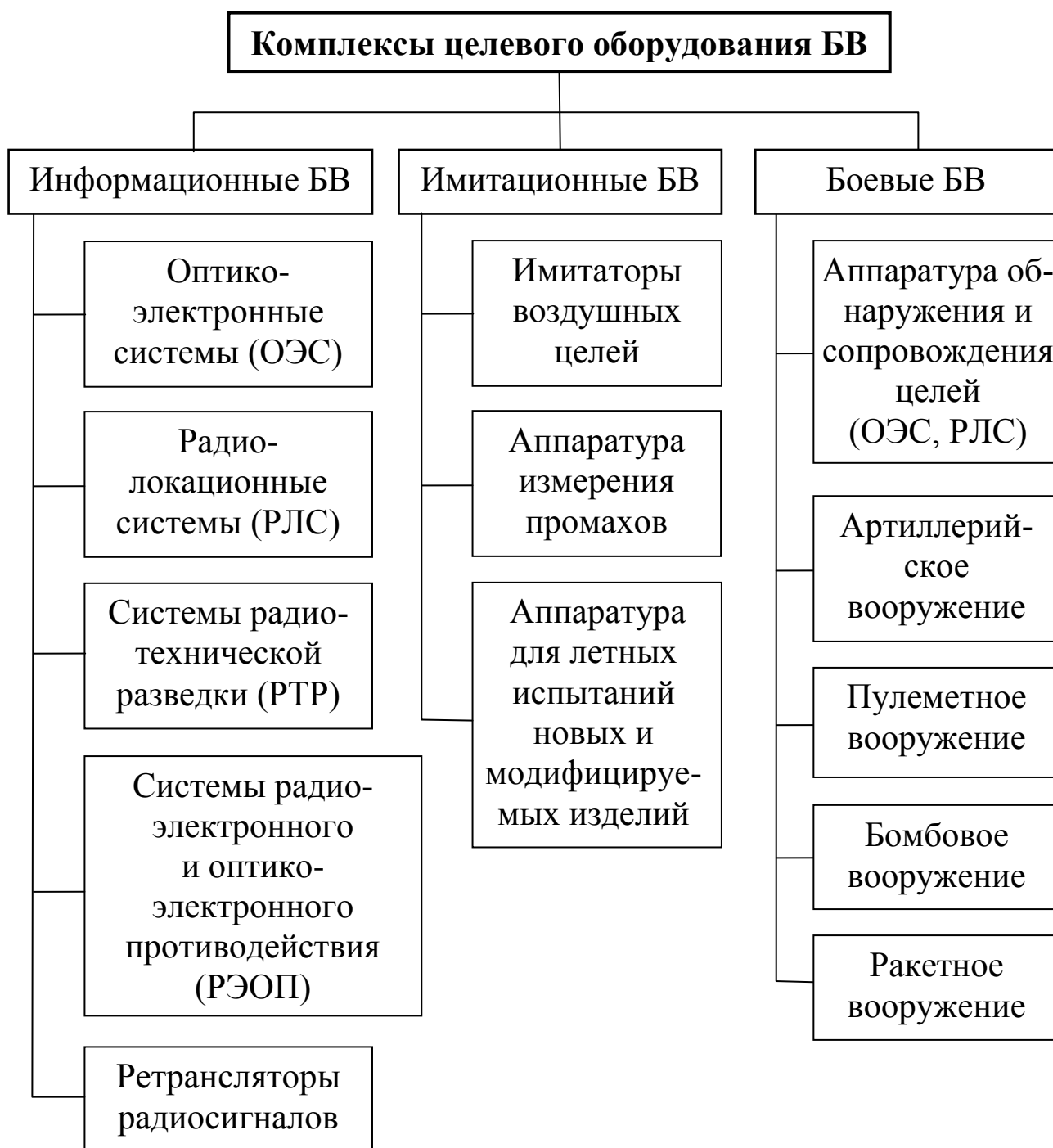


Рис. 3.1

В современных системах такого назначения применяются телевизионные камеры, работающие при низкой освещенности (системы низкоуровневого телевидения) и инфракрасные системы (тепловизоры).

Системы низкоуровневого телевидения работают по отраженному от целей и различных объектов излучению (солнца, звезд, луны и других естественных источников) обычно в

диапазоне длин волн, незначительно отличающихся от длин волн, видимых глазом. Инфракрасные системы чувствительны к собственному излучению целей и других объектов, являющемуся следствием их естественного или искусственного нагревания.

Эффективность их визуализации определяется характеристиками технических устройств и параметрами состояния среды. Основные технические характеристики ТВ-систем связывают с параметрами преобразователей «свет-сигнал», в числе которых разрешающая способность, чувствительность, инерционность, стойкость к световым перегрузкам, механическая прочность [2].

*Разрешающая способность* характеризуется четкостью ТВ-изображения и выражается числом различимых по экрану телевизионных линий на тест-таблице, приходящихся на высоту раstra и ориентированных перпендикулярно строчкам.

*Чувствительность* определяется минимальным уровнем освещенности, при котором система будет обеспечивать непрерывное получение полезной информации.

*Инерционность* проявляется как «смаз» или помутнение ТВ-изображения, которое возникает при перемещении объекта поперек поля зрения.

*Стойкость к световым перегрузкам* характеризуется допустимым диапазоном освещенности цели.

*Механическая прочность* отражает соответствие прочности преобразователя заданным нагрузкам носителя.

Важную роль при обнаружении и визуальном опознавании цели играет *оптический блок системы*. При конструировании этого блока необходимо обеспечить максимальную освещенность приемника света, которая будет тем больше, чем

меньше отношение фокусного расстояния к диаметру входного зрачка объектива. С другой стороны, чем больше это соотношение, тем достигается более высокая угловая разрешающая способность системы. Кроме этих противоречивых требований, необходимо учитывать ограничения размеров, массы и стоимости ТВ-систем. Фокусное расстояние  $f$  и параметр рабочего участка фотоприемника  $x_c$  связаны с угловым размером  $\alpha$  поля зрения известным соотношением [2]:

$$f = \frac{x_c}{2\text{tg}(a/2)}. \quad (3.1.1)$$

Для приближенных расчетов достаточно убедиться, как много линий сканирования формирует ТВ-изображение цели. Результаты испытаний, во время которых операторы должны были опознать различные цели, выдаваемые на индикатор, могут служить руководством для определения соотношения между сложностью задачи распознавания и числом линий сканирования, формирующих изображение цели. Результаты испытаний приведены в Табл. 3.1 [2].

*Таблица 3.1*

Название задачи, решаемой оператором целевого оборудования	Примеры решаемых задач	Минимальное число ТВ-линий на изображении цели
Обнаружение	Есть ли какая-либо цель?	2-4
Распознавание	Грузовой или легкой автомобиль?	6-8
	Командный пункт управления?	10-12

При проектировании ТВ-системы необходимо задать тип цели и дальность, на которой она должна быть обнаружена и

распознана. Число  $n$  линий сканирования, формирующих изображение цели, определяется формулой:

$$n = \frac{fNx_{\text{ц}}}{x_{\text{с}}R}, \quad (3.1.2)$$

где  $x_{\text{ц}}$  – высота цели, м;  $f$  – фокусное расстояние объектива, удовлетворяющее приведенным выше требованиям, мм;  $N$  – общее число линий сканирования, ориентированных перпендикулярно высоте цели (обычно 500);  $x_{\text{с}}$  – параметр фотоприемника, соответствующий  $N$  линиям сканирования, мм;  $R$  – расстояние до цели, м.

При распознавании объекта освещенность на фотоприемнике должна быть на уровне, который определяется по формуле:

$$E = \frac{nT_R L}{4(f/D)^2}, \quad (3.1.3)$$

где  $E$  – освещенность, лк;  $T_R$  – коэффициент пропускания оптической системы с учетом остекления обтекателя;  $L$  – яркость изображения, кд/м<sup>2</sup>;  $f/D$  – характеристика оптической системы (отношение фокусного расстояния к диаметру зрачка).

Приведенные выше формулы относятся к считывающим телевизионным трубкам типа «видикон». С незначительной разницей они могут быть применены и к ТВ-приемникам на основе приборов с зарядовой связью, которые в последнее время находят все более широкое применение, благодаря высокой чувствительности применяемых мозаичных решеток, содержащих более  $10^6$  элементов разложения [2].

В ИК-системах в качестве преобразователей «свет-сигнал» применяют мозаичные детекторы ИК-излучения со сложными оптико-механическими устройствами сканирования или быстродействующими электронными системами сканирования.

Например, система IRIS (Франция) с элементами разложения в формате матрицы  $576 \times 768$  обладает высокой разрешающей способностью и может обнаруживать истребитель на дальности 26 км и отдельного солдата на дальности 13 км. Дальность распознавания самолета и солдата составляет 14 и 5 км соответственно.

Анализ существующих малогабаритных приборов наблюдения ИК-диапазона показывает, что различия между приборами в основном относятся к функциональным возможностям программного обеспечения и конструктивным решениям. Наилучшие массогабаритные характеристики имеют приборы ИК-диапазона, построенные на микроболическом матричном приемнике. Такие приборы имеют пороговую чувствительность от  $0,05$  до  $0,1^\circ\text{C}$  в зависимости от относительного отверстия объектива и применяемых способов улучшения изображения. Аппаратура ИК-диапазона, построенная на микроболическом матричном приемнике, обеспечивает обнаружение человека на расстоянии около 200 м при поле зрения  $45^\circ \times 35^\circ$  и формате матрицы  $320 \times 240$ . Параметры этих приборов характеризуются следующими значениями: масса  $0,2-1,0$  кг, рабочий диапазон окружающей среды от  $-40$  до  $+60^\circ\text{C}$ , разрешающая способность около 600 элементов на строку; обеспечение дальности наблюдения от  $0,5$  до 500 м.

Разнообразие тактических условий и задач по обнаружению и распознаванию различных объектов на земле (воде) с воздушных носителей выдвинуло в число наиважнейших задачу комплексирования целевого оборудования в многофункциональную систему.

Примером такого многофункционального целевого комплекса является ОЭС WESCAM MX-15 (Канада). Система

обеспечивает поиск и визуальное распознавание целей в видимом и ИК-диапазоне и выдает изображение с высоким разрешением. Многофункциональность системы достигается применением следующих типов устройств, смонтированных в едином поворотном блоке типа «шар» с 3 прозрачными окнами:

1. Трехпозиционная обзорная ИК-камера со следующими характеристиками:

- разрешающая способность (640×480), (320×240), (384×288) пикселей;

- поле зрения от 31,7° до 0,43°.

2. Цветная дневная видеокамера с варифокальным объективом, имеющая разрешающую способность 800 ТВ-линий; поле зрения от 27,4 до 1,4°.

3. Телевизионная камера с разрешающей способностью 800 ТВ-линий и полем зрения 0,27°.

4. Лазерный дальномер со следующими параметрами:

- длина волны 1,5 мкм;

- дальность действия 10 км (предельная – 20 км);

- разрешение по дальности ±5 м.

5. Лазерный целеуказатель с характеристиками:

- длина волны 0,86 мкм;

- мощность более 0,80 Вт.

Система состоит из бортовой и наземной частей, обмен сигналами между которыми обеспечивается радиолинией.

Характеристики бортовой части:

- масса 42,7 кг;

- габариты 37,4×47 см;

- потребляемая мощность 320 Вт (max 700 Вт);

- скорость слежения 0-60°/с;

- диапазон углов поворота блока:

- в горизонтальной плоскости  $360^\circ$ ;
- в вертикальной плоскости  $+90\dots-120^\circ$

Рассмотрим, следуя работе [32], особенности вертолетных ОЭС.

Вертолетные системы наблюдения и разведки (мониторинга) могут быть установлены на БВ в разных местах: в передней турели вертолета, снаружи непосредственно на его корпусе, над несущим винтом, сбоку на левом или правом борту. В состав таких ОЭС могут входить: тепловизионный прибор (тепловизор), дневная телевизионная (ТВ) система, низкоуровневая ТВ-система для работы при низких уровнях освещенности (в сумерках и ночью), лазерный целеуказатель-дальномер, которые функционально и конструктивно связанные с устройством гиросtabilизации.

Обилие разнородных каналов, входящих в систему, обусловлено многообразием задач, решаемых с ее помощью, а также несовершенством каждого канала в отдельности. Это вынуждает объединять их в комплекс так, чтобы недостатки одного канала компенсировались бы достоинствами другого. Отмечается, что ночная ТВ-система отличается от дневной ТВ-системы наличием на входе камеры электронно-оптического преобразователя (ЭОП), увеличивающего ее чувствительность в  $10^4-10^5$  раз. За счет автоматического диафрагмирования объектива низкоуровневой ТВ-системы и работы устройства автоматического регулирования яркости в ее электронном канале система могла бы работать и днем. Но наличие ЭОП снижает качество дневного изображения ТВ-системы, превращает его из цветного в черно-белое, а сам ЭОП имеет ограниченный ресурс порядка 2000 часов. По

этим причинам низкоуровневую ТВ-систему используют при полетах вертолетов только в сумерках и ночью.

Недостатком ТВ-систем является их неработоспособность при пониженной прозрачности атмосферы, рабочая область спектра 0,4-0,9 мкм которой не является для этого недостаточно эффективной. Поэтому либо дополнительно к ТВ-системам, либо вместо них используют тепловизоры, работающие в более благоприятной области спектра 3-5 или 8-14 мкм. Это позволяет сохранить возможность видения, как при нормальной, так и при пониженной прозрачности атмосферы, обеспечивая наблюдение даже в дымах. Если дальность видения ТВ-системы зависит от уровня естественной освещенности, то тепловизор реагирует на разницу в температурах наблюдаемого объекта и окружающего его фона (ландшафта). Поэтому тепловизор может работать круглосуточно при любой освещенности. Однако качество изображения в тепловизоре ниже, чем в ТВ-системе. Кроме того, его изображение специфично и не обеспечивает той детализации, которую создают телевизионные системы. В ТВ-камерах используются матрицы ПЗС, допускающие высокоточное измерение координат, что пока недоступно для тепловизоров.

Лазерный целеуказатель-дальномер обеспечивает точное измерение дальности до наблюдаемого объекта, а специальная следящая система автоматически удерживает лазерный луч на объекте наблюдения в процессе полета вертолета. Это позволяет не только оперативно измерять дальность, но и осуществлять целеуказание другим вертолетам и наземным средствам.

Первые лазерные дальномеры работали в основном на длине волны 1,06 мкм, но за последние годы стали использовать

дальномеры с безопасной для зрения длиной волны 1,54 мкм, которая является также более благоприятной с точки зрения прохождения лазерного излучения при пониженной прозрачности атмосферы и в дымах.

Чтобы изображение не смещалось в процессе полета вертолета и занимало стабильное положение, все каналы ОЭС сопряжены с гиросtabilизированным зеркалом, а в последнее время устанавливаются на единой гиросtabilизированной платформе, которая размещается в обтекаемом (сферическом) корпусе. При этом стабильность положения изображения в поле зрения ОЭС характеризуется точностью гиросtabilизации, измеряемой в мкрад. Чем выше эта точность, тем стабильнее положение изображения в поле зрения ОЭС. Устройство гиросtabilизации работает автоматически, отслеживая положение объекта с определенной скоростью, измеряемой в рад/с, град/с или м/рад. Чем выше скорость гиросtabilизации, тем быстрее исключаются возмущения, связанные с «дрожанием» и смещением изображения в процессе полета вертолета. За счет автоматического поворота зеркала, с которым сопряжены объективы каналов ОЭС, в ней осуществляется обзор пространства по горизонту до  $360^\circ$  и по вертикали относительно линии горизонта: ниже ее (отрицательный угол обзора) и выше ее (положительный угол обзора). Обзор осуществляется с определенной скоростью, измеряемой в град/с. Он достигается перемещением по горизонту и по вертикали угла поля зрения ОЭС или головного зеркала ее каналов. Этот угол может плавно или дискретно изменяться. С углом поля зрения канала непосредственно связано его увеличение. Оно равно отношению угла, под которым виден стандартный объект через канал, к углу, под которым виден тот же объект на

той же дальности невооруженным глазом. Увеличение измеряется в кратях. Чем больше увеличение, тем больше масштаб изображения и соответственно больше дальность видения, но тем меньше угол поля зрения. Поэтому для поиска и обнаружения объектов используется большее поле зрения при малом увеличении, а при распознавании объектов угол поля зрения сужается и увеличение повышается для уверенного видения характерных элементов объекта. В современных вертолетных ОЭС происходит автоматическое изменение углов поля зрения по мере приближения вертолета к объекту наблюдения [33]. При этом возможно изменение масштаба изображения, как по всему полю зрения, так и в том локальном его участке, где наблюдается искомый объект. При наличии в поле зрения нескольких объектов возможна установка для них различных увеличений в зависимости от дальности видения. Изменение увеличения и, соответственно, угла поля зрения достигается как дискретным или плавным изменением фокусного расстояния объектива канала, так и масштабированием в электронной части канала. Возможна автоматическая видеозапись и фотографирование объектов с указанием дальности до них, их координат и распределения температуры в пределах контура объекта и по всему наблюдаемому ландшафту. В перспективных БВ всю эту работу обеспечивает блок управления ЦО, входящий в состав рассмотренного в Разд. 2.3 комплекса управления вертолетом, в который поступают записанные в цифровом виде изображения и измеренные количественные данные. Качество изображения оценивается для всех каналов геометрической разрешающей способностью – возможностью канала различать отдельно две предельно близкие друг к

другу точки объекта. Разрешающая способность (разрешение) измеряется в парах линий/мрад или в ТВ-линиях.

Тепловизионный канал характеризуется еще и температурным разрешением (температурной чувствительностью) – способностью различать две предельно близкие температуры объекта и окружающего его фона, а также эквивалентной температурной разностью шума NETD, измеряемыми в °С. О качестве изображения в ТВ- и тепловизионных каналах имеет смысл говорить только при достижении в них определенного отношения «сигнал/шум». Обычно удовлетворительное качество изображения обеспечивается при этом отношении не менее 40 дБ.

Кроме этих каналов, в состав ОЭС могут входить и каналы для решения специальных задач:

- ультрафиолетовый ТВ-канал для оценки радиационной обстановки,
- акустический канал для работы по подводным объектам,
- лазерный сканирующий локатор, работающий на длине волны 10,6 мкм, используемый для обеспечения «слепой» посадки вертолета, предотвращения его столкновения с местными предметами и прежде всего с проводами линий электропередачи,
- датчик сигнализации об облучении вертолета радиолокаторами и др.

ОЭС SPIRIT для БЛА фирмы Rockwell International Corp. (США) содержит тепловизор с углами поля зрения  $2,4 \times 2,4^\circ$ ,  $15 \times 15^\circ$  и ТВ-систему с углом поля зрения  $6,5 \times 6,5^\circ$  при скорости обзора 40 град/с, угле обзора по горизонту  $360^\circ$ , по вертикали  $-85^\circ-(+15)^\circ$ , точности целеуказания 5 мкрад по обеим осям, массе 22,5 кг и энергопотреблению до 170 Вт. Высота

полета БЛА, на которых установлена эта ОЭС, достигает 3-5 км, а дальность передачи разведывательных данных – 10-70 км.

Приведем с использованием данных специализированных WEB-сайтов краткие характеристики и параметры отечественных малогабаритных ОЭС, которые могут быть установлены на разрабатываемые БВ.

Гиросtabilизированная оптическая система ГОС-100 представляет собой оптико-электронную систему видеонаблюдения, состоящую из тепловизионного канала с неохлаждаемым детектором или камеры видимого диапазона, установленных на гиросtabilизированной поворотной платформе. Платформа специально спроектирована для работы на борту беспилотных летательных аппаратов различного типа. Система ГОС-100 решает задачи наблюдения, поиска, определения координат цели и имеет характеристики, представленные в Табл. 3.2.

*Таблица 3.2*

<p>Характеристики видеокамеры видимого спектра</p>	<p>Рабочий спектральный диапазон – 0.4...0.8 мкм          Максимальный угол поля зрения камеры – 50°          Максимальное разрешение – 1920×1080 с встроенным кодеком h.264          Оптическое увеличение – ×30          Шумоподавление, стабилизация изображения, компенсация засветки          Видеовыход – Ethernet 100 mb/sec</p>
<p>Характеристики ИК камеры (тепловизора)</p>	<p>Рабочий спектральный диапазон – 8...14 мкм          Порог температурной чувствительности – не более 0,05°          Максимальное разрешение – 640x480          Шаг пикселя – 17 мкм          Максимальный угол зрения тепловизора – 24,6°          Видеовыход – аналоговый PAL          Шаг пикселя – 17 мкм</p>

	Максимальный угол зрения тепловизора – 24,6° Видеовыход - аналоговый PAL
Система подвески	Двухосная гиростабилизированная полностью интегрированная система с прямым приводом
Стабилизация	Двухступенная автоматическая стабилизация оптической оси камеры с точностью не более 80 микрорадиан
Диапазон поворота/наклона и скорость поворота	Вращение по обеим осям 360° (контактные кольца по обеим осям), максимальная скорость поворота – 120°/сек
Интерфейс управления	RS485

Дополнительные характеристики этой системы приведены в Табл. 3.3.

Таблица 3.3

Габаритные размеры (Ø/длина), мм	Вес, кг	Рабочая температура, °С	Класс защиты IP	Тип соединителя
142/154	0.9(0.96)	-25-+55	IP66	Вилка PC14TB ABO.364.047TU
Питание, В	Максимальная мощность, Вт	Материал корпуса		Тип крепления
10-16, 19-28	35	Д16Т		Виброизолирующий кронштейн

Габаритный чертеж ГОС-100 приведен на Рис. 3.2.

Еще одна гиростабилизированная ОЭС для БЛА, обеспечивающая ведение круглосуточного наблюдения за местностью, поиска и обнаружения объектов и измерения расстоя-

ний, описывается характеристиками, приведенными в Табл. 3.4.

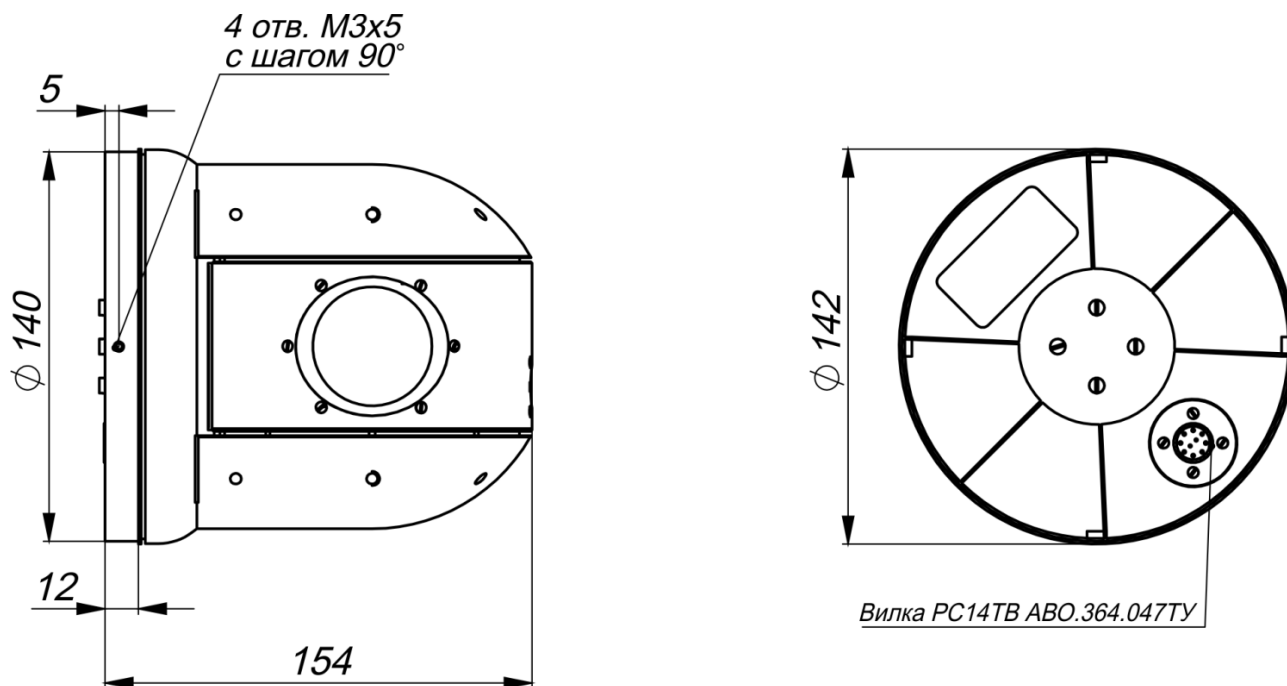


Рис. 3.2

Таблица 3.4

<p>Телевизионный канал</p>	<p>Тип – 1/4, ПЗС;          Поле зрения – от 57,0°× 46,0° до 1,7°× 1,3°;          Цифровое увеличение – 12 крат;          Дальность обнаружения человека (1,8 м × 0,5 м) – 3000 м;          Выходной видеосигнал – PAL.</p>
<p>Тепловизионный канал</p>	<p>Детектор – неохлаждаемый микроболометр;          Спектральный диапазон – 8-12 мкм;          Поле зрения – 12,0° × 9,0°;          Температурное разрешение – 50мК;          Цифровое увеличение – 2 и 4 крат;          Дальность обнаружения автомобиля (2,3 м × 2,3м) – 3000 м;          выходной видеосигнал – PAL.</p>
<p>Лазерный дальномер</p>	<p>Диапазон измерения дальностей – от 50 м до 3000 м;          Точность измерения дальности – ±2 м.</p>

Гиростабилизированная платформа	Углы поворота: – по оси горизонтального направления (ГН) – без ограничения; – по оси вертикального направления (ВН) – от $-130^{\circ}$ до $+20^{\circ}$ ; Угловая скорость поворота линии визирования по осям ГН и ВН – 100 град/с; Угловое ускорение линии визирования по осям ГН и ВН – 90 град/с <sup>2</sup> .
Общие параметры	Напряжение питания постоянного тока – 27 В Потребляемая мощность: – средняя – не более 50 Вт (ток потребления 2.0А); – пиковая – не более 100 Вт (ток потребления 4А , 40 мс). Рабочая температура $-30^{\circ}$ - $+45^{\circ}$ С Интерфейс управления – RS 422 Размер – $\varnothing 300$ мм × 400 мм Масса – 20 кг

Малогабаритная гиростабилизированная оптико-электронная система (ГОЭС) RAV-165-3 HD является системой круглосуточного наблюдения.

Эта система оснащена новейшими оптико-электронными устройствами оптического наблюдения, что позволило достичь малых габаритов, при обеспечении современных характеристик в классе малогабаритных ГОЭС для БЛА (Табл. 3.5).

Особое преимущество этой системы состоит в использовании в ней трехосевой гиropлатформы.

Система оптического наблюдения СОН-730 является авиационной круглосуточной оптико-электронной системой на базе гиростабилизированной платформы типа «шар».

Таблица 3.5

Тип ГОЭС	подвесной гиросtabilизи- рованный «шар»
Тип гиросtabilизации	активная одноконтурная (3 оси)
Плоскости активной гиросtabilизации	азимут, угол места, крен
Уровень стабилизации изображения	200 мкрад (0,0114°)
Угловая скорость по трем осям	макс. 100°/сек
Угол поворота по трем осям	360°
Напряжение питания	12-36 В (пост. тока)
Потребляемая мощность	номинально 30 Вт; макс. 40 Вт
Масса (зависит от комплектации)	1500-3500 гр.
Габаритные размеры	диаметр 165 мм, высота 255 мм
Интерфейс управления	RS 422 или RS 485 или IP Ethernet
Выход теле- и тепловизионного сигнала	PAL или HD-SDI или IP Ethernet
<b>Условия эксплуатации</b>	
Температура применения	-20...+50 °C (опция -40...+55°C)
Влажность	98%
Вибростойкость	широкополосная (10-2000 Гц) 4g
Ударопрочность (по трем осям)	макс. 10g
Максимальная высота применения	8000 м
Максимальная скорость при- менения	550 км/ч

<b>Телевизионный канал</b>	
Тип цветной матрицы	1/2,8 Exmor CMOS; 3,27 Мегапикселей
Оптическое увеличение (кратность зума)	30× (плавный трансфокатор)
Цифровое увеличение	12× (с оптическим 360×)
Частота обновления изображения	25 Гц
Спектральный диапазон	0,4-0,9 мкм
Поля зрения по горизонтали	1080 p: 59,5°...2,1° или 720 p: 40,6°...1,4°
<b>Тепловизионный канал</b>	
Температурная чувствительность по NETD	не менее 70 мК
Частота обновления изображения	25 Гц
Спектральный диапазон	8-14 мкм
Разрешение изображения	640 × 512 пикселей
Цифровое увеличение (кратность зума)	4x кратное
Фокусное расстояние	20, 30, 40, 50, или 75 мм
Автоматическое изменение фокусировки	есть
<b>Лазерный дальномер</b>	
Длина волны (безопасна для глаз)	1,54 мкм
Частота импульсов	1-3 Гц
Диапазон измеряемой дальности	500-5000 м
Точность измерения дальности	1-3 м
<b>Оptionальные функции</b>	
Определение угловых координат объекта	есть
Определение наклонной дальности до объекта	есть
Автосопровождение цели (видеотрекинг)	есть
Автозахват цели	есть
Автофокусировка	есть

Система СОН-730 имеет следующие технические характеристики:

Таблица 3.6

Тип системы оптического наблюдения	гиростабилизированная
Тип стабилизации	двухконтурная четырехосная стабилизация
Диапазон вращения по азимуту	360°
Диапазон вращения по углу места	-115°-+10°
Диапазон скоростей вращения	0,05°/с-45°/с
<b>Тепловизор</b>	
Тип детектора	охлаждаемая матрица
Спектральный диапазон	3-5 мкм
Поля зрения	от 27° до 2,20°
<b>Дневная камера</b>	
Количество чувствительных элементов (пикселей)	3270000
Поля зрения	от 59° до 2,10°
<b>Лазерный дальномер</b>	
Спектральный диапазон	1,54 мкм
Диапазон измерения дальности	100-8000 м
<b>Функции обработки, захвата и сопровождения изображения</b>	
Захват и автоматическое сопровождение объектов (AUTOTRACKER)	есть
Обработка и дополнительное улучшение качества изображения	есть
Формирование знако-графической информации	есть
<b>Эксплуатационные параметры</b>	
Диаметр	250 мм
Масса, не более	30 кг
Электропитание	27 В
Интерфейс	RS 422/485
Диапазон рабочих температур	-40°С-+55°С

Технические характеристики системы СМС-832 представлены в Табл. 3.7.

Таблица 3.7

Тип системы оптического наблюдения	гиростабилизированная
Тип стабилизации	одноконтурная двухосная стабилизация
Диапазон вращения по азимуту	360°
Диапазон вращения по углу места	-220°-+40°
Диапазон скоростей вращения	0°/с-90°/с
<b>Тепловизор</b>	
Спектральный диапазон	8-14 мкм
Поле зрения	18°
<b>Дневная камера</b>	
Количество чувствительных элементов (пикселей)	3270000
Поля зрения	от 59° до 2,10°
<b>Эксплуатационные параметры</b>	
Диаметр	160 мм
Масса, не более	6 кг
Электропитание	27 В
Интерфейс	RS 422 или другие по согласованию
Диапазон рабочих температур	-30°С-+50°С

Последние достижения в области оптоэлектронной техники связаны с автоматическим распознаванием объектов с помощью бортового когерентно-оптического коррелятора. Принцип его действия основан на голографическом методе распознавания на основе сравнения в частотной области коррелятора пространственно-частотного спектра анализируемого изображения объекта и голографических согласованных фильтров в памяти распознающего устройства. Изображение, полученное ОЭС, разлагается в спектр, который сопоставляется с записанными ранее голографическими эталонными спектрами объектов. В случае корреляции этих спектров уст-

ройство формирует на экране монитора оператора корреляционный отклик, который имеет вид светлой точки малых размеров. Ее координаты в плоскости анализа соответствуют координатам объекта в поле зрения ОЭС. Поэтому с помощью коррелятора можно не только автоматически одновременно распознать до 10 объектов, произвольно расположенных в поле зрения ОЭС, но и с высокой точностью измерить их координаты.

Коррелятор работает в реальном масштабе времени с производительностью до 5000 корреляций в секунду, обрабатывая поток информации до  $10^3$  Бит/с.

Масса существующего коррелятора 10 кг, энергопотребление 100 Вт при питании от постоянного напряжения бортовой сети – 24 В. Встроенная система автоматической юстировки компенсирует влияние вибраций на изображение в процессе полета вертолета.

Вопросы комплексирования ОЭС с навигационными системами при реализации программного управления БЛА рассматриваются в работе [34].

Одной из перспективных разработок в области ОЭС является бортовой лазерный локатор (лидар), который обеспечивает получение пространственных данных с высокой точностью и скоростью при неблагоприятных погодных условиях и при наличии нескольких отражений от множества целей [35].

Примененный в лидаре способ локации основан на измерениях с помощью лазерного излучения и быстродействующего механизма строчной развертки. Применение лидаров позволяет решать следующие задачи:

- трехмерная съемка территорий, зданий, инженерных сооружений и сложных поверхностей, в том числе ЛЭП;

- обнаружение объектов под листвой деревьев и на небольшой глубине под водой.

В работе [33] приводится еще одно приложение лазерных технологий в области беспилотной авиационной техники, которое заключается в использовании энергии лазерного луча для подзарядки в воздухе аккумуляторных батарей (АКБ) системы питания БЛА с электрическими маршевыми двигателями [12]. В ней отмечается незначительная эффективность передачи этой энергии. В частности 60% электроэнергии, поступающей в лазер, превращается в его излучение и 50% из него за счет потерь в атмосфере достигает бортовых фотоприемников и превращается в электроэнергию, питающую двигатель БЛА.

Установлено, что процесс подзарядки АКБ имеет КПД около 25%. Для сравнения поршневые двигатели имеют КПД около 20%.

Зарубежные специалисты заявляют, что такой способ питания маршевого двигателя позволяет обеспечивать практически неограниченное время полетов БЛА и потребует меньших затрат на их обеспечение за счет сокращения персонала для заправки топливом на земле и повторных пусков БЛА. При этом появляется необходимость в поставках электроэнергии наземным лазерам и в наличии технического персонала для обслуживания генераторов и передвижных лазерных станций.

Все это указывает на необходимость проведения глубоких исследований в этой перспективной области применения лазерных технологий в области беспилотной авиационной техники.

Отметим, что при их успешном развитии отмеченная выше лазерная система питания маршевого двигателя может быть использована на БВ-ретрансляторах (БВ-Р) [1] для существенного увеличения длительности их полета.

Более подробно бортовые лазерные системы наблюдения будут рассмотрены в Разд. 3.3.

### **3.2. Бортовые радиолокационные системы**

По мнению зарубежных специалистов в настоящее время потенциальные боевые возможности некоторых разведывательных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) не реализуются полностью из-за отсутствия на них датчиков, достаточно полно соответствующих поставленным перед БПЛА задачам. В настоящее время такие датчики, к числу которых относятся РЛС с синтезированием апертуры, имеют значительные габариты и массу, что позволяет устанавливать их только на достаточно крупных БПЛА [36], в частности на стратегическом разведывательном БПЛА длительного полета RQ-4B GlobalHawk.

Отметим особенности современных РЛС [2].

В настоящее время наиболее универсальным и перспективным средством разведки, наблюдения и целеуказания является бортовой радиолокатор с синтезированием апертуры (РСА), где апертура определяет размер и форму диаграммы направленности антенны. Принцип работы РСА основан на создании эквивалентных апертур с увеличенной эффективной длиной, что достигается с помощью специальных методов обработки сигналов. При этом физические размеры антенны не увеличиваются. Изменение параметров антенны достигается за счет синтезирования ее диаграммы с помощью ЭВМ.

Современные РСА могут обеспечивать получение изображения поверхности с высокой разрешающей способностью (до 0-0,5 м) и успешно выполнять функции разведки, включая наблюдение за объектами на поле боя, находящимися под прикрытием деревьев или замаскированными объектами, а также дополнять или заменять современные ОЭС при выполнении задач обнаружения и целеуказания.

Как и большинство других РЛС, бортовая РЛС определяет дальность, измеряя время между передачей импульса и приемом отраженного сигнала от цели. В простых реализациях РЛС разрешающая способность по дальности определяется длительностью передаваемого импульса. Наиболее узкие импульсы обеспечивают наиболее высокую разрешающую способность.

*Дальность* измеряется вдоль линии распространения радиоволн и является одним из двух измерений в изображении, получаемом в РСА. Вторым измерением является *азимут*, который перпендикулярен линии дальности. Разрешающая способность по азимуту определяется шириной синтезированного луча. Аналогично тому, как оптическим системам требуются более крупные линзы или отражатели (зеркала) для достижения высокой разрешающей способности, для РЛС, работающих на значительно более низких частотах, требуются еще более крупные антенны или апертуры для формирования детальной информации по наземной (надводной) обстановке.

Известно, что ширина луча обратно пропорциональна размеру антенны. В системе РСА искусственным образом синтезируют апертуры, длина которых может измеряться в километрах, путем перемещения реальной антенны лоатора,

помещенной на БЛА, и накопления отраженных сигналов по мере движения вдоль линии его пути.

Отметим, что в РСА не могут быть получены изображения с деталями такого рода, которые различает человеческий глаз, фото- или киноаппарат, но, с другой стороны, длины волн, на которых они работают, позволяют им получать информацию в условиях облачности и наличия в воздухе пыли и дыма – таких мешающих факторов, которые непреодолимы в приборах, использующих оптический и ИК-диапазоны длин волн.

Создание синтезированной апертуры теоретически может быть несложным, но в реальности БЛА неоднократно и произвольно отклоняется от своей номинальной траектории (прямолинейного горизонтального равномерного полета). В результате возникает дефокусировка изображения. Для восстановления качества изображения могут использоваться следующие методы:

1) непосредственное измерение движения антенны РСА с использованием инерциальных и навигационных датчиков; Этот процесс используется при измерении и компенсации перемещений в области высоких частот.

2) метод автоматической фокусировки, которая включает неоднократную повторную обработку данных для формирования изображения с максимальной контрастностью и резкостью. Этот метод успешно применяется для измерения и компенсации перемещений в области более низких частот.

В области картографирования местности максимальная разрешающая способность (менее 1 м) достигается при использовании узконаправленного луча, направляемого на рассматриваемый участок местности, за счет его фиксации на одном и том же участке в течение нескольких десятков секунд.

Получающиеся в результате работы РСА изображения состоят из элементов разложения (пикселей), яркость которых определяется энергией, отраженной соответствующим участком поверхности. Эта энергия определяется *эффективной поверхностью рассеяния* (ЭПР), измеряемой в единицах площади. Степень обратного рассеяния выражается так же, как *нормированная ЭПР* и измеряется в децибелах. Характерные образцы естественных поверхностей имеют нормированную ЭПР приблизительно в диапазоне между +5 дБ для самых ярких участков и –40 дБ для самых темных участков.

Величина ЭПР в свою очередь зависит от целого ряда факторов: характера и ориентации отражающей поверхности, ее влажности, поляризации импульса, относительного угла антенны и частоты, на которой работает РЛС. Случаем наиболее слабых отражений является картографирование плоских гладких поверхностей, таких как дороги или участки неподвижной поверхности воды, которые выглядят темными, так как отражают энергию, попадающую на них, в сторону от локатора. В другом случае возникают наиболее мощные отражения от поверхности, наклоненной по направлению к приемнику, или от зданий, которые в совокупности отражают значительную энергию обратно по направлению к РЛС, что вызывает яркие отметки на экране. Влага имеет тенденцию увеличивать яркость по причине своего воздействия на диэлектрическую постоянную поверхности.

Основными ограничивающими факторами для использования РСА в составе целевой бортовой аппаратуры разведки и мониторинга являются:

- Разрешающая способность  $\Delta x$  по поверхности Земли, которая определяется шириной диаграммы направленности

(ДН) антенны РЛС и ограничена габаритами антенны  $L$ , длиной волны  $\lambda$  и высотой полета  $h$ . Эта величина оценивается как:

$$\Delta x \approx \frac{\lambda h}{L}. \quad (3.2.1)$$

Например, при  $h = 10000$  м,  $L = 1$  м,  $\lambda = 3$  см имеем, что  $\Delta x \approx 300$  м.

- Отличие интенсивности  $P$  отраженного сигнала от выделенного участка соответственно при наличии объекта и его отсутствии. Оценки этих интенсивностей имеют вид:

$$\begin{aligned} P_{\text{отр фон}} &\approx \Delta x^2 \text{ЭПР}_{\text{уд}}; \\ P_{\text{отр фон+объект}} &\approx \Delta x^2 \text{ЭПР}_{\text{уд}} + \text{ЭПР}_{\text{об}}, \end{aligned} \quad (3.2.2)$$

где  $\text{ЭПР}_{\text{уд}}$  – удельная ЭПР поверхности;  $\text{ЭПР}_{\text{об}}$  – эффективная площадь рассеивания объекта.

Обнаружение неподвижного объекта возможно либо при значительных его размерах (значительная  $\text{ЭПР}_{\text{об}}$ ), либо при относительно малой высоте полета, где  $\Delta x$  невелико. Например, при  $h = 10000$  м,  $L = 1$  м,  $\lambda = 3$  см,  $\Delta x \approx 300$  м,  $\text{ЭПР}_{\text{уд}} = 0,1 \text{ м}^2$ ,  $\text{ЭПР}_{\text{об}} = 10 \text{ м}^2$  имеем по формулам (3.2.2), что  $P_{\text{отр фон}} \approx 9000$  и  $P_{\text{отр фон+объект}} \approx 9010$ , что является практически неразличимым. При  $h = 1000$  м эти величины принимают значения соответственно 90 и 100, а при  $h = 500$  м значения  $P_{\text{отр фон}} \approx 22,5$  и  $P_{\text{отр объект}} \approx 10$ , что позволяет осуществить обнаружение объекта.

Таким образом, РСА целесообразно использовать при малых высотах полетов, которые характерны для БВ.

Вследствие аппаратного сужения диаграммы направленности (ДН) антенны РСА в направлении полета пространственное разрешение становится значительно меньшим и может достигать значений порядка нескольких метров и менее.

В направлении, поперечном направлению полета, также возможно существенное сокращение разрешаемого размера объектов до значений порядка единиц или долей метра.

Таким образом, РСА позволяют получить радиолокационное изображение участка поверхности со степенью детализации, не намного уступающей существующим образцам ОЭС.

Возможность обнаружения неподвижного объекта определяется соотношением размеров разрешаемого участка поверхности  $\Delta x$  и ЭПР объекта. Так, при пространственном разрешении 5 м и  $\text{ЭПР}_{\text{уд}} = 0,1 \text{ м}^2$  и сигнале, отраженном от участка поверхности с параметром  $P_{\text{отр фон}} \approx 2,5$ , объект с  $\text{ЭПР}_{\text{об}} = 10 \text{ м}^2$ , безусловно, будет обнаружен.

Возможности подповерхностного наблюдения ограничиваются диапазоном частот РЛС и тем менее реализуемы, чем меньше значение длины волны  $\lambda$ . Так для РЛС миллиметрового диапазона обнаруживаемый объект может находиться под кронами деревьев. В РЛС сантиметрового диапазона практически не обнаруживаются металлические предметы, заглубленные в почву на глубину уже в несколько сантиметров.

Заметим, что в настоящее время на БВ рассматриваемые РСА практически не применяются. Так из четырех БВ, приведенных в работе [33], такой локатор предполагается установить только на один вертолет А-160Т.

Приведем краткий обзор основных характеристик зарубежных малогабаритных РСА.

К числу таких РЛС, которые входят в состав разведывательных комплексов БЛА, относятся следующие системы:

- TESAR (Tactical Endurance SAR) и TUAVR (Tactical UAV Radar) компании Northrop Grumman;

- APS-143B Ocean Eye («Океанский глаз») компании Telephonics;
- EL/M-2055 компании Elta Electronics концерна Israel Aircraft Industries (IAI);
- АРУ-8 Lynx («Рысь») компании General Atomics.

РЛС TESAR, масса которой составляет 75 кг, используется для оснащения разведывательных БЛА среднего класса. Перспективная система TUAVR, которую планируется устанавливать на тактических разведывательных БЛА, представляет собой облегченный вариант РЛС TESAR с массой 26 кг.

Система APS-143B Ocean Eye предназначена для обнаружения, сопровождения и идентификации в сложной обстановке небольших морских целей. Максимальная дальность действия этой РЛС – 370 км; масса – 82 кг; режимы работы – обратное синтезирование апертуры, индикация движущихся морских и воздушных целей. Для демонстрации возможностей РЛС она устанавливалась на БЛА Altair, выполнявшего испытательные полеты над морем с баз в США, Канаде и Австралии.

РЛС EL/M-2055 выпускается в двух вариантах – массой 36 и 66 кг. Первый вариант предназначен для оснащения тактических разведывательных БЛА Израиля, а второй – средневысотных разведывательных БЛА большой продолжительности полета.

Масса РЛС АРУ-8 Lynx составляет 52 кг. В режиме маршрутного картографирования (stripmapmode) система обеспечивает получение радиолокационных изображений местности в боковой полосе шириной 10 км. В сухую погоду разрешение составляет 3 м при дальности до 87 км и 30 см – при дальности до 54 км. В условиях дождя максимальная дальность при

разрешении 30 см уменьшается до 33 км. В режиме обнаружения целей максимальная дальность при разрешении 10 см составляет 39 км в сухую погоду и 28 км при дожде.

Эта система используется на разведывательных БЛА I-Gnat и рассматривается в качестве одного из вариантов бортовой РЛС БЛА RQ-8B FireScout.

В работе [37] отмечаются следующие технологические достижения в области радиолокаторов для БЛА. Здесь, как и в других областях, также наблюдается тенденция к миниатюризации. Однако главной проблемой стало энергообеспечение, и не только с точки зрения потребляемой мощности, но и с точки зрения количества энергии, которое могут вырабатывать бортовые генераторы/источники. Радиолокаторы на БЛА использовались ранее, в частности для морского наблюдения, но новой тенденцией является радиолокатор с синтезированным раскрывом (SAR). Почти аналогичные SAR результаты могут быть получены в настоящее время (хотя на меньших расстояниях) с помощью радиолокатора компании Selex Galileo Picosar, установленного на такой небольшой платформе, как BV Camcopter S-100 [33].

Компания Imaging Microsensor разрабатывает радиолокационные станции типов mini SAR (масса – 5,4 кг; разрешающая способность – 100 см) и micro SAR (масса – 150 г, разрешающая способность – 300 см).

К настоящему времени создан ряд отечественных РЛС с СА, различающихся по техническим возможностям и массогабаритным показателям.

По сведениям специализированных WEB-сайтов к их числу можно отнести:

- РСА разработки концерна «Вега» (НИИ «Кулон»);

- РСА разработки УПКБ «Деталь»;
- РСА разработки «Котлин-Новатор»

и ряд других, например, НИИ «Рассвет», созданный в МАИ.

Все перечисленные РЛС являются бортовыми авиационными системами, которые либо завершены, либо находятся в высокой степени готовности и могут рассматриваться как потенциально возможные для применения в соответствующих БВ.

Отметим, что все перечисленные РЛС работают в сантиметровом диапазоне волн, обеспечивают достижение приемлемых показателей в части пространственного разрешения и отличаются с точки зрения основных показателей, размерами зоны охвата наземной (надводной) поверхности, а также массогабаритными показателями и стоимостью. Поскольку все эти РЛС работают в указанном диапазоне волн, ими не могут эффективно решаться различные задачи мониторинга наземной поверхности, связанные с обследованием подповерхностных объектов (заглубленных более чем на несколько значений длины волны), т.е. нескольких сантиметров или, в лучшем случае, нескольких десятков сантиметров. Также ими только частично могут решаться задачи мониторинга как пространственно-распределенных, так и сосредоточенных объектов, находящихся под покровом растительности, в частности под кронами деревьев в плотных лесных массивах.

Радиолокационное наблюдение объектов, заглубленных в почву до единиц метров, а также находящихся под кронами деревьев и, тем более, поиск металлических объектов в этих условиях возможен только в РЛС более низкочастотных диапазонов – метрового или в нижней части дециметрового диапазона. Номенклатура РЛС подобного типа значительно менее представлена в перечне отечественных разработок. К чис-

лу таковых следует отнести, в первую очередь, радиолокационный комплекс «Айсберг-разрез» разработки ОАО «НПП «Радар ммс». Комплекс является двухчастотным с длинами волн  $\lambda = 2$  см и  $\lambda = 3$  м и предназначен для территориального информационного мониторинга [38], в том числе с помощью БВ собственной разработки.

В число последних разработок этой организации входит вертолетная РЛС взлета и посадки 3 мм диапазона, осуществляющая всепогодное круглосуточное обнаружение опасных предметов в районе взлета/посадки с получением информации высокой точности о взаимном расположении вертолета, земной поверхности и наземных объектов.

Эта система имеет следующие основные характеристики:

Рабочий диапазон высот применения .....	$3 \pm 300$ м
Рабочая частота .....	~94 Гц
Дальность обнаружения:	
• неровности рельефа .....	50-100 м
• автомобильная техника .....	100-300 м
Ошибка измерения дальности до ровной поверхности (СКО) .....	~1-2 м
Сектор обзора:	
• по азимуту .....	$360^\circ$
• по углу места .....	$\pm 4^\circ$
Разрешающая способность:	
• по азимуту .....	~8°
• по дальности .....	~8°
Масса .....	4-5 кг
Габариты РЛС .....	$\varnothing 270 \times 150$ мм
Энергопотребление .....	~120 Вт

Также разработана РЛС кругового (бокового) обзора со следующими характеристиками:

- обнаружение неподвижных, а также движущихся целей с радиальной скоростью не менее 0,2-0,4 км/ч с инструментальной дальностью (по цели типа «грузовой автомобиль») – не менее 200 км в режиме синтезирования апертуры (при высоте 200-500 м и скорости полета 110 км/ч);

- картографирование территории и распознавание целей с инструментальной дальностью не менее 20 км и разрешающей способностью по азимуту и углу места не меньше 2-5 м;

- суммарный вес оборудования – не более 6,5 кг;

- размер апертуры антенны – не более 500×20 мм;

- питание – 10-36 В постоянного тока;

- потребляемая мощность – не более 300 Вт;

- интерфейс информационного взаимодействия – Ethernet, RS-422.

Для БПВ-500, которая является перспективной разработкой ОАО «Радар-ммс», создается бортовая радиолокационная система кругового обзора большой дальности на базе цифровой АФАР X-диапазона, предназначенная для обнаружения и обеспечения поиска объектов в сложных метеоусловиях.

Система имеет следующие параметры:

- масса аппаратуры – 50 кг;

- диаметр – 800 мм;

- высота – 280 мм;

- питание – 27 В;

- мощность – 1 кВт.

Приведем характеристики РСА бокового обзора «Компакт-100» разработки НИИ ТП.

Массогабаритные характеристики электронных блоков в базовом варианте:

Приемопередатчик .....	25 кг
	440×500×200 мм
Вычислительный блок .....	15 кг
	440×175×365 мм
Потребляемое напряжение .....	27 В
Требуемая мощность .....	не более 700 Вт
Задачи, решаемые РСА КОМПАКТ-100:	

- картографирование местности;
- обнаружение различных малоразмерных объектов (артиллерийские и ракетные установки, окопы, дороги, ограждения из колючей проволоки, автомобили, бронетехника и др.);
- определение класса, а иногда и типа самолетов на стоянках;
- оперативное наблюдение объектов при чрезвычайных ситуациях;
- обнаружение и определение координат и класса надводных кораблей в акватории.

В состав системы входят: приемопередатчик, вычислительный блок, антенна и аппаратура широкополосной радиолинии (ШРЛ) с пропускной способностью до 300 Мбит/с.

Основные характеристики этой РСА имеют следующие значения:

Пространственное разрешение .....	1,5×1,5 м
Высота полета БЛА:	
• при «малой» антенне .....	200-6000 м
• при специальной «косеканской» антенне .....	до 12000 м
Максимальная ширина полосы контроля...	20 км
Максимальная дальность .....	40 км
Габариты внутрифюзеляжной антенны в базовом варианте .....	235×235×50 мм

Отметим, что перспективным направлением применения РЛС в беспилотной авиационной технике является их комплексирование с ОЭС, что позволяет резко повысить эффективность решения задач разведки и мониторинга наземной (надводной) поверхности.

### **3.3. Бортовые лазерные локационные системы**

В настоящее время лазерная техника применяется на борту БЛА только в виде лазерных дальномеров-целеуказателей (см. Разд. 3.1). Развитие этой техники показало, что она при решении задач разведки наблюдения (мониторинга) обладает рядом преимуществ по сравнению с традиционными ОЭС и РЛС.

В данном разделе лазерная аппаратура перспективных БВ будет рассмотрена в качестве бортовых лазерных локационных систем (ЛЛС), предназначенных для решения следующих основных задач:

- обнаружение и распознавание наземных и воздушных объектов в неблагоприятных условиях внешней среды;
- определение координат и скоростей движения таких объектов с последующим их целеуказанием;
- предупреждение столкновений вертолета с препятствием (линии электропередач, деревья, здания и сооружения и т.п.) и другими БВ при осуществлении групповых полетов.

*Лазерной локацией* будем называть область оптикоэлектроники, занимающуюся обнаружением и определением местоположения различных объектов при помощи электромагнитных волн оптического диапазона, излучаемых лазерами. Принципиально лазерная локация осуществляется активным методом. При этом лазерное излучение отличается от темпе-

ратурного тем, что оно является узконаправленным, монохроматичным, имеет бóльшую импульсную мощность и высокую спектральную яркость. Все это делает оптическую локацию более эффективной по сравнению с радиолокацией, в частности под водой, где для ряда волн оптического диапазона существуют окна прозрачности.

В основе лазерной локации, так же как и радиолокации, лежат три основных свойства электромагнитных волн:

#### 1. Способность отражаться от объектов.

Цель и фон, на котором они расположены, по-разному отражают попавшее на них излучение. Лазерное излучение отражается от всех предметов: металлических и неметаллических, от леса, пашни, воды. Более того, оно отражается от любых объектов, размеры которых меньше длины волны, лучше, чем радиоволны. Это хорошо известно из основной закономерности волновой теории, по которой следует, что чем короче длина волны, тем лучше она отражается. В этом случае мощность отраженного излучения обратно пропорциональна длине волны в четвертой степени. Лазерному локактору принципиально присуща и большая обнаружительная способность, чем радиолокатору, так как чем короче волна, тем она выше. Отметим, что изготовление генераторов радиодиапазона, излучающих сверхкороткие радиоволны, является весьма трудным делом. Поэтому создание лазеров открыло новые перспективы в технике локации.

#### 2. Способность излучения распространяться прямолинейно.

Использование узконаправленного лазерного луча, которым производится просмотр пространства, позволяет определить направление на объект (пеленг цели). Это направление находят по расположению оси оптической системы, форми-

рующей лазерное излучение. Чем уже луч, тем с большей точностью может быть определен пеленг.

Расчеты показывают, что для получения коэффициента направленности около  $1,5^\circ$  при использовании радиоволн сантиметрового диапазона, нужно иметь антенну диаметром около 10 м. Для сокращения этого размера нужно использовать более короткие радиоволны.

Угловой раствор луча лазера, изготовленного с использованием твердотельного активного вещества, составляет весьма малую величину и при этом без дополнительных оптических фокусирующих систем. Следовательно, габариты бортового лазерного локатора могут быть значительно меньше, чем аналогичного радиолокатора. Использование же незначительных по габаритам оптических систем позволит сузить луч лазера до нескольких угловых минут, если в этом возникнет необходимость.

3. Способность лазерного излучения распространяться с постоянной скоростью.

Такое свойство дает возможность определять дальность до объекта и широко используется в существующих лазерных дальномерах.

Основными параметрами ЛЛС являются:

1. *Зона действия*, под которой понимают область пространства, в которой ведется наблюдение. Ее границы обусловлены максимальной и минимальной дальностями действия системы и пределами ее обзора по углу места и азимуту.

2. *Время обзора*, которое представляет собой время, в течение которого лазерный луч производит однократный обзор заданного объема пространства.

3. *Определяемые координаты*, которые зависят от назначения локатора.

Если локатор предназначен для определения местонахождения наземных и надводных объектов, то достаточно измерять две координаты: дальность и азимут. При наблюдении за воздушными объектами используются координаты, включающие в себя дополнительно их углы места и скорости. Эти координаты следует определять с заданной точностью, которая зависит от *разрешающей способности*, под которой понимается возможность отдельного определения координат близко расположенных объектов. При этом каждой координате соответствует своя разрешающая способность.

4. *Помехозащищенность* системы как способность лазерного локатора работать в условиях естественных (солнце, луна) и искусственных помех.

5. *Надежность*, определяющая свойство системы сохранять свои характеристики в установленных пределах в заданных условиях эксплуатации.

Типовая схема лазерного локатора, предназначенного для измерения четырех основных параметров объекта (дальности, азимута, угла места и скорости) приведена в работе [63]. Конструктивно такой локатор состоит из трех блоков: передающего, приемного и индикаторного. Основное назначение передающего блока – генерирование лазерного излучения, формирование его в пространстве, во времени и направлении в район объекта. Передающий блок состоит из лазера с источником возбуждения, модулятора добротности, сканирующего устройства, обеспечивающего посылку энергии в заданной зоне по заданному закону сканирования, а также передающей оптической системы.

Основное назначение приемного блока – прием излучения, отраженного объектом, преобразование его в электрический сигнал и обработка для выделения информации об объекте. Он состоит из приемной оптической системы, интерференционного фильтра, приемника излучения, а также блоков измерения и расчета дальности, скорости и угловых координат.

Индикаторный блок служит для отображения в цифровой форме информации о параметрах цели. В бортовых ЛЛС БВ этот блок выполняет функции интерфейса с бортовой частью ИКРК для передачи информации в пункт управления (ПУ) БВ.

В работе [64] отмечается, что в настоящее время многие типы зарубежных ЛА оснащены ЛЛС. Для их применения в пилотируемой вертолетной технике на малых высотах в условиях низкой освещенности и недостаточной видимости предлагается использовать системы HELLAS-W (Германия) и LOAM (Италия).

В этих системах используется лазерный импульсный передатчик с высокой частотой повторения импульсов излучения и оптико-механическая система развертки, построенная на оптоволоконне. Последняя обеспечивает формирование строки из 128 волокон, при этом в каждый момент времени лазерное излучение поступает только с одного волокна. Прием импульса лазерного излучения, отраженного от препятствия, осуществляется также с использованием оптоволоконна и одноэлементного быстродействующего фотоприемника. Качающееся зеркало сканирует пространство по вертикали. Таким образом, осуществляется последовательное сканирование (просмотр) пространства, и после обработки эхо-сигналов от

препятствий формируется синтезированное (электронное) изображение.

Специалисты ФГУП «Омега» на основе технического задания ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» разрабатывают отечественную лазерную локационную телевизионную систему (ЛЛТС) для вертолета. Рассмотрим порядок ее работы согласно структурно-функциональной схеме, представленной на Рис. 3.3.

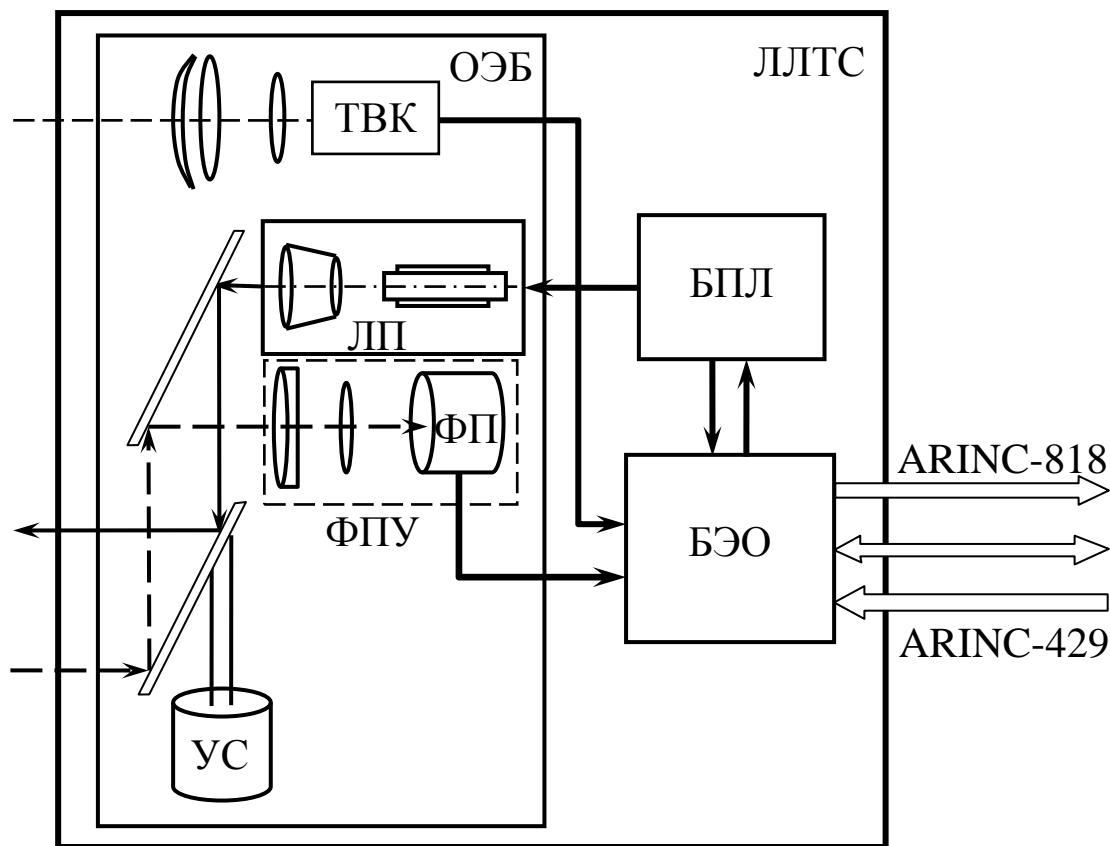


Рис. 3.3

Основные элементы ЛЛТС выполняют следующие функции:

- лазерный передатчик (ЛП) – формирование импульсной лазерной подсветки окружающего пространства;
- блок питания лазера (БПЛ) – выработку соответствующих напряжений для накачки лазерного излучателя;

- фотоприемник (ФП) – прием отраженного от объекта импульса лазерного излучения и преобразование его в электрический сигнал;
- устройство сканирования (УС) – развертка лазерного луча совместно с входным зрачком объектива одноэлементного приемника внутри заданного угла поля зрения;
- блок электронной обработки (БЭО), который осуществляет:
  - обработку сигнала от одноэлементного приемника,
  - управление работой сканера,
  - наложение сигнала, полученного от одноэлементного приемника, на видеосигнал от телевизионной камеры (ТВК) и выдачу данного сигнала в комплекс бортового оборудования вертолета по интерфейсам ARINK;
- телевизионная камера (ТВК) – формирование черно-белого сигнала видеоизображения пространства с углом поля зрения, совпадающим с углом поля зрения, обеспечиваемым сканером.

Работа ЛЛТС происходит следующим образом: передающий канал (или лазерный передатчик (ЛП)) формирует короткие импульсы лазерного излучения. Устройство сканирования (УС) развертывает лазерный луч в пространстве в заданном поле зрения для создания импульсной подсветки окружающего пространства. Фотоприемным устройством (ФПУ) в виде одноэлементного фотоприемника (ФП) излучения с объективом принимается отраженный от объекта импульс лазерного излучения, который преобразовывается в электрический сигнал.

Последовательно излучая лазерные импульсы и принимая ответные импульсы, отраженные от объектов окружающей среды, ЛЛТС получает ряд сигналов по дальности до каждого

объекта, отразившего лазерный луч. Далее блок электронной обработки (БЭО) всех принятых сигналов формирует синтезированное изображение объектов, отразивших лазерный луч. Телевизионная камера (ТВК) с полем зрения, совпадающим с полем сканирования, формирует черно-белое изображение окружающего пространства. В БЭО синтезированное изображение с информацией об объектах и дальности до них «накладывается» на видеоизображение от телевизионной камеры. Полученное видеоизображение поступает и обрабатывается в соответствующем бортовом оборудовании вертолета и отображается на многофункциональных индикаторах в его кабине.

При использовании такого ЛЛТС в беспилотной вертолетной технике ее выходная информация в форме сигналов ARINC-818 поступает в бортовую часть ИКРК БВ для передачи в ПУ вертолетом. В процессе ее обработки в составе АРМ оператора целевой нагрузки можно ввести цветовую окраску синтезированного изображения на его дисплее. Например, наиболее близко расположенных «объектов» – в красный цвет, а расположенных дальше – в зеленый. Такая визуализация опасности приближения к препятствиям повысит безопасность круглосуточного и всепогодного выполнения полетов вертолета на малой высоте в ночных условиях и в условиях ограниченной видимости (дождь, снег, туман).

Благодаря небольшой высоте полета БВ его ЛЛТС можно размещать в фюзеляже вертолета, в отличие от более габаритных систем HELLAS-W и LOAM, которые могут располагаться только на его внешней подвеске.

В цитируемой работе отмечается, что синтезированное изображение, полученное от лазерного локатора, является малоинформативным, и по нему достаточно трудно идентифи-

цирует окружающую обстановку. Поэтому ЛЛТС параллельно с лазерным сканированным изображением применяется общефоновое изображение сцены наблюдения от телевизионной или тепловизионной камеры с полем зрения, равным полю «просмотра» лазерной системы. В этом случае синтезированное изображение, полученное от лазерного локатора, накладывается на изображение от телевизионной или тепловизионной камеры, что позволяет операторам ПУ БВ ориентироваться в пространстве и одновременно видеть на изображении окружающего пространства объекты и препятствия, представляющие опасность для вертолета.

Отметим, что в рассмотренной статье [64] приводится библиография современных работ по лазерной локации.

В работе [65] рассматриваются задачи построения многоканальных бортовых ЛЛС ближнего ИК-диапазона, предназначенных для получения изображения земной поверхности и расположенных на ней объектов. Этот диапазон для неодимовых и иттербиевых лазеров характеризуется длиной волны 1064 нанометра. Такое излучение является невидимым для человеческого глаза, но обнаруживаемым приборами ночного видения.

Разработки, связанные с созданием активных оптических систем, обусловлены появлением источников когерентного излучения – лазеров. Одним из важных достоинств использования лазеров стала возможность осуществления когерентного приема оптических сигналов посредством их гетеродинирования.

Лазерные локаторы на практике выполняются в двух вариантах:

1. Приемное устройство локатора использует принцип прямого детектирования эхо-сигнала. Такой подход к реализации локатора является достаточно традиционным. Он позволяет получать изображения зондируемой поверхности, однако при этом не сохраняется информация о частоте и фазе эхо-сигнала.

2. Приемник строится по принципу гетеродинного приема, т.е. синхронного или когерентного детектирования, частным случаем которого является гомодинный прием эхо-сигнала, когда в качестве гетеродина используется зондирующий сигнал передающего устройства локатора. Такой локатор позволяет получать изображения земной поверхности и расположенных на ней малоразмерных объектов. Кроме того, гетеродинный прием дает возможность осуществлять выделение информации о частоте и фазе эхо-сигнала, проводить измерения скорости полета носителя, реализацию интерферометрической обработки эхо-сигнала, а также обеспечивать более высокую помехоустойчивость работы локатора.

Несмотря на то, что бортовые лазерные локаторы, как правило, одноканальные, начали активно внедряться в практику, остается много нерешенных проблем, касающихся оптимальных способов сканирования, повышения помехоустойчивости локаторов, их пространственной разрешающей способности, определения максимальной высоты зондирования земной поверхности и др. Отдельно следует сказать об актуальности разработки многоканальных бортовых локаторов, способных обеспечивать потребителей ЛЛС многоспектральными изображениями земной поверхности и расположенных на ней малоразмерных объектов. Перспективность таких раз-

работок связана с тем, что именно в спектре эхо-сигнала содержится вся информация о зондируемых объектах.

Целью работы [65] является описание принципов функционирования многоканальных (многоспектральных) бортовых локаторов ближнего ИК-диапазона, использующих как прямое, так и гетеродинное детектирование (гомодинный прием) входного эхо-сигнала. В нем приведена структура таких локаторов, расчет предельной высоты зондирования и оценка потенциальной точности определения скорости полета носителя.

Такие локаторы, устанавливаемые на авиационные носители (вертолет, БПЛА), в основном предназначены для наблюдения за наземной обстановкой и объектами, расположенными на земной поверхности.

В качестве передающего устройства ЛЛС предлагается использовать либо так называемый «цветной» лазер ближнего ИК-диапазона, либо несколько лазеров с различными длинами волн. Указанный подход обеспечивает скрытность работы локатора и увеличивает дальность (высоту) работы по сравнению с видимым диапазоном благодаря более высоким значениям спектрального альбедо. Мощность излучения локатора может при этом составлять десятые доли или единицы ватт.

На Рис. 3.4 представлены различные варианты и основные параметры полета носителя ЛЛС.

На этом рисунке  $\Delta\theta$  – угловая ширина полосы захвата;  $H$  – высота полета,  $V$  – скорость полета носителя.

Для получения многоспектральных изображений земной поверхности узкий луч локатора осуществляет сканирование поперек трассы полета носителя, либо используется режим веерного излучения, при котором излучение и прием эхо-

сигнала проводятся одновременно во всей угловой полосе захвата (см. Рис. 3.4,з). Двумерное изображение зондируемой поверхности формируется за счет поступательного движения носителя ЛЛС.

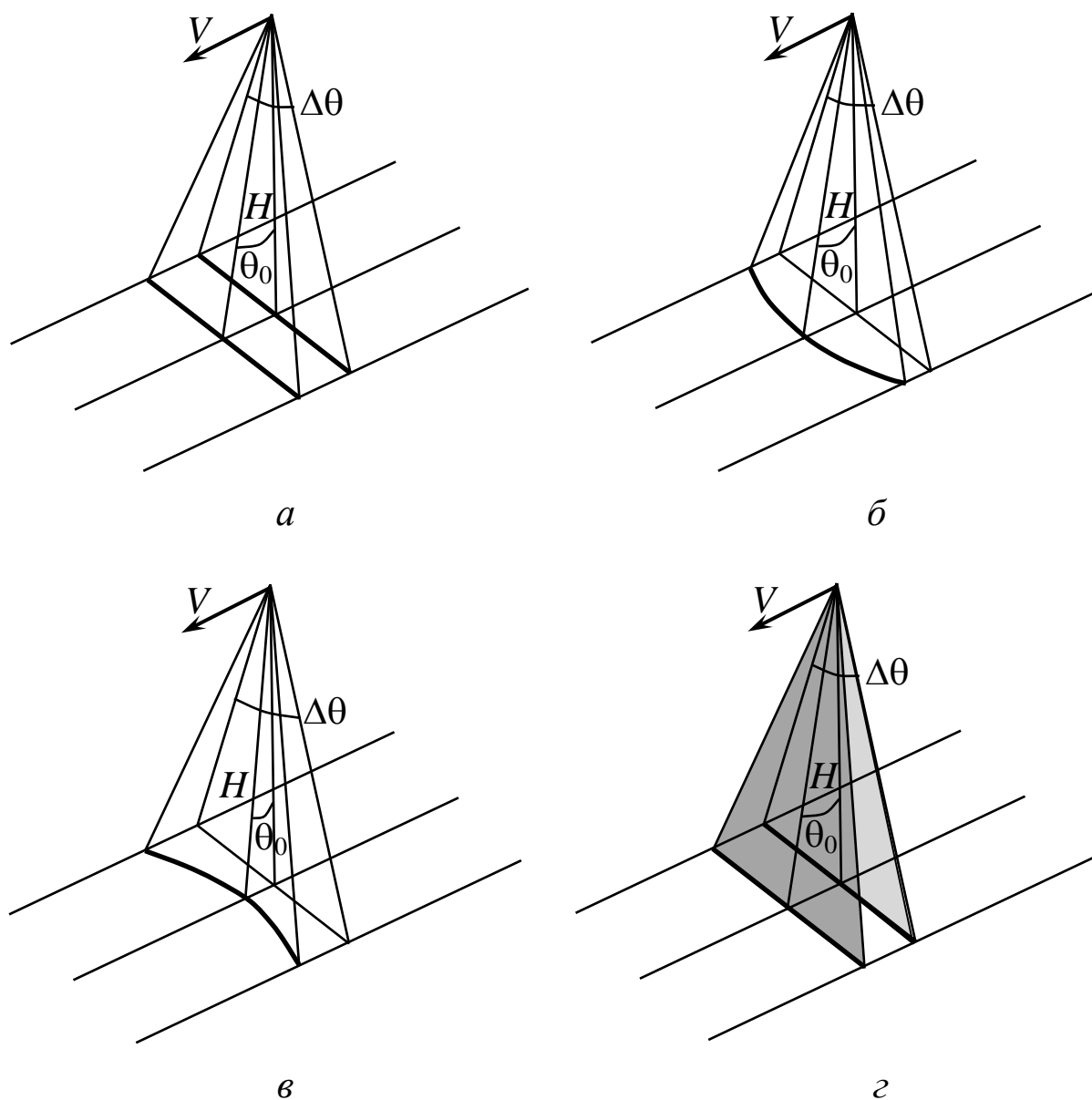


Рис. 3.4

*a* – линейное сканирование в плоскости надира и линейное сканирование в плоскости, отклоненной на угол  $\theta_0$  от надира; *б* – по окружности; *в* – по гиперболе; *з* – линейное веерное по типу надирного и с отклонением.

В случае реализации гомодинного приема сканирование луча локатора осуществляется по образующей на земной по-

верхности, представляющей собой прямую линию, часть окружности или гиперболы (см. Рис. 3.4,*а,б,в*). Поверхности сканирования (фрагменты плоскости, конуса или гиперболоида) располагаются в этом случае перед нормалью с отклонением на небольшой угол  $\theta_0$ , что приводит к появлению доплеровского смещения эхо-сигнала. В варианте прямого детектирования и линейной образующей плоскости сканирования последняя ориентируется по надиру к поверхности, поскольку в этом случае не требуется обеспечения дополнительного доплеровского смещения эхо-сигнала.

Сканирование луча лазера по гиперболе для гомодинного приема, несмотря на дополнительную сложность его реализации, заслуживает внимания, поскольку позволяет получать наиболее узкие спектры доплеровских флуктуаций эхо-сигнала при постоянстве средней частоты доплеровского спектра. На Рис. 3.4,*г* показан случай веерообразного зондирования в надир и при отклонении от нормали к поверхности. С энергетической точки зрения такой метод зондирования эквивалентен случаю, показанному на Рис. 3.4,*а* при одинаковой мощности излучения лазеров.

Отмечается, что локатор прямого детектирования выполняется по традиционной схеме.

В многоканальных ЛЛС при гетеродинном (гомодинном) приеме сигнал с выхода узкополосного фильтра подается на смеситель (устройство в виде полупрозрачного зеркала или светоделительной призмы), обеспечивающий смешение световых потоков сигнала и гетеродина с последующей их подачей на смеситель. В случае взаимной когерентности излучений входного сигнала и сигнала лазерного гетеродина передающего устройства возможна реализация когерентной обра-

ботки для извлечения информации из фазовой структуры принимаемого оптического сигнала. С выхода смесителя сигнал подается на следящий фильтр доплеровских частот, полоса которого согласована с полосой сигнала. Далее, как и в случае с локатором прямого детектирования, следуют процедуры детектирования, интегрирования и регистрации и, в последующем, передачи на индикатор изображения через линию связи.

Случайный характер принимаемого локатором эхосигнала и присутствие аддитивных и мультипликативных шумов различной природы уменьшают потенциальную дальность (высоту) работы системы. В приемниках излучения различают радиационный (фотонный) шум, возникающий из-за флуктуаций потока квантов, падающих на фотоприемную площадку, и шум от флуктуаций потока квантов, излучаемых самим фотоприемником в пространство, так как его температура отлична от абсолютного нуля. Эти шумы складываются с дробовым и тепловым шумом, а также с шумом «темнового тока» приемника. Однако наибольший вклад в суммарную шумовую составляющую вносит именно радиационный (фоновый) шум. Поэтому в дальнейшем рассмотрении в указанной статье учитывается только этот вид шума.

В этой работе приводится формула для расчета предельной высоты  $H_{пр}$  работы локатора, построенного по схеме прямого детектирования.

Предлагается зависимость для расчета пороговой чувствительности системы, которая определяется величиной удельной обнаружительной способности оптического приемника, эффективной полосой сглаживающего последетекторного фильтра и площадью чувствительного элемента.

Утверждается, что полученные формулы носят довольно общий характер и справедливы для любых длин волн оптического диапазона и, следовательно, могут с успехом использоваться при проектировании многоканальных лазерных локационных систем ЛА.

Отмечается, что когерентный прием позволяет извлекать из полезного сигнала информацию о частотном сдвиге, вызванном движением носителя относительно земной поверхности. Данные о полученной скорости полета носителя могут использоваться для решения навигационных задач при полете ЛА.

Предлагается формула для потенциальной точности измерения скорости носителя в виде среднеквадратической погрешности точности измерения скорости при использовании частотного дискриминатора с расстроенными каналами.

В работе приводятся примеры расчета максимальной высоты полета для приведенных типов ЛЛС и потенциальной точности измерения скорости полета их носителя.

Для принятых в статье значений параметров локатора с прямым детектированием получается, что  $H_{пр} = 3025$  м. Для локатора с гетеродинированием величина предельной высоты наблюдения будет равна 2440 м.

Величина потенциальной точности оценки скорости полета составляет  $1,65 \cdot 10^{-4}$  м/с.

Полученные значения являются вполне приемлемыми для применения ЛЛС в перспективной беспилотной вертолетной технике.

Рассмотрим вопросы применения ЛЛС в составе целевого бортового оборудования перспективных БВ.

Как отмечалось выше, военное применение таких систем в настоящее время связано с разведкой и наблюдением за наземными (надводными) объектами в неблагоприятных условиях их проведения. Перспективным направлением в этой области является, на наш взгляд, использование ЛЛС с определенной длиной волны излучения для поиска и обнаружения подводных объектов.

Гражданское применение БВ с ЛЛС обнаружения и идентификации, согласно работе [66], состоит в решении следующих задач:

- построение рельефа местности при изготовлении топографических карт и планов;
- прогнозирование зон затопления местности;
- оценка объема снежной массы для прогнозирования лавинной опасности;
- оценка состояния линий электропередач;
- съемка береговых линий для их картирования и мониторинга процессов эрозии;
- оценка состояния удаленных лесных массивов.

В этой статье отмечается, что практически ни одна из этих задач не может быть реализована исключительно лазерно-локационными методами, но их применение резко повышает эффективность полученных результатов.

К дополнительным применениям ЛЛС будем относить:

- оснащение такими системами противопожарных БВ, предназначенных для тушения ландшафтных пожаров [1];
- использование ЛЛС в составе бортового оборудования метеорологических БВ для оценки скорости ветра, состояния облаков и загрязнения окружающей среды.

Отмечается, что главной отличительной чертой лазерно-локационной информации является ее «естественная» трехмерность, которая состоит в том, что каждый элемент данных, получаемых с помощью ЛЛС, сразу сопровождается тремя его пространственными координатами.

На Рис. 3.5 представлена схема получения таких данных [66].

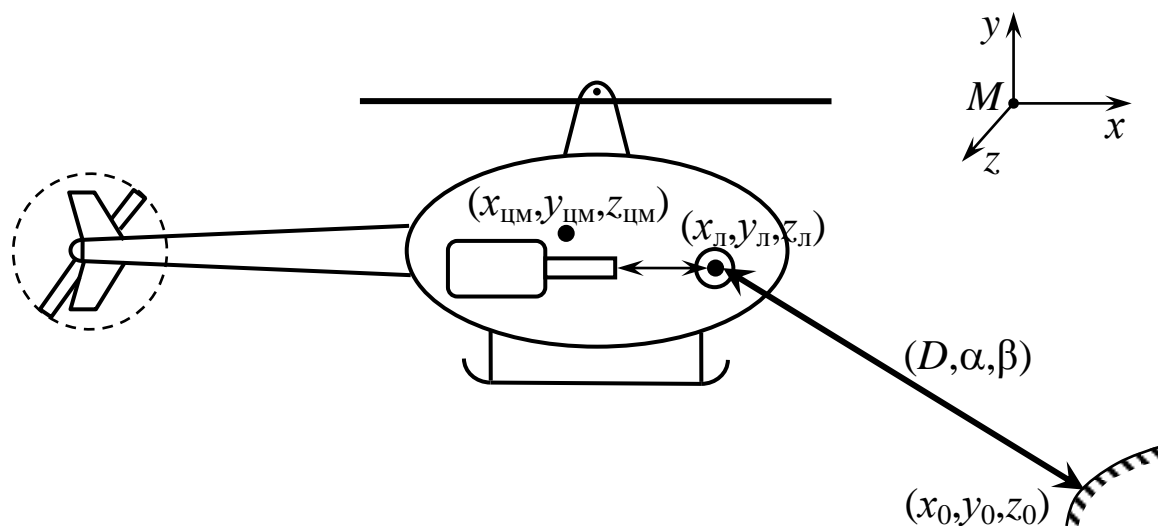


Рис. 3.5

На этом рисунке приняты следующие обозначения:

$x_{ЦМ}, y_{ЦМ}, z_{ЦМ}$  – координаты центра масс БВ;

$x_{Л}, y_{Л}, z_{Л}$  – координаты передатчика и приемника ЛЛС;

$x_0, y_0, z_0$  – координаты объекта.

Лазерный луч системы, который обычно составляет порядка 0,2-0,1 мрад, позволяет определить следующие характеристики расположения объекта:

$D$  – наклонная дальность;  $\alpha$  – угол азимута (пеленга);  
 $\beta$  – угол места.

Используя известные соотношения связи сферической и декартовой систем координат, по исходным данным  $(x_{ЦМ}, y_{ЦМ}, z_{ЦМ})$ ,  $(x_{Л}, y_{Л}, z_{Л})$ ,  $(D, \alpha, \beta)$  в вычисленном комплексе БВ определяются координаты обнаруженного объекта  $(x_0, y_0, z_0)$ .

Заметим, что из-за дискретного характера излучаемых ЛЛС импульсов лазерно-локационное изображение представляет собой дискретное множество точек.

### **3.4. Бортовая аппаратура ретрансляции радиосигналов**

Одной из важных областей применения БЛА является ретрансляция радиосигналов [5] с целью расширения возможностей наземных и морских систем радиосвязи и управления, функционирующих в диапазонах очень высоких (ОВЧ) и ультравысоких (УВЧ) частот, что соответствует метровым и дециметровым длинам радиоволн. Эти диапазоны, как известно, сейчас весьма востребованы для профессиональной радиосвязи [39].

По мнению специалистов, БЛА в роли ретрансляторов должны быть способны выполнять задачи ретрансляции в течение продолжительного времени на значительной высоте и потреблять при этом минимально возможное количество бортовой энергии. Только в этом случае БЛА способны обеспечить увеличение зон действия наземных (надводных) и воздушных систем обмена информацией в течение всего срока выполнения проводимых операций.

В этой работе отмечается, что среди БЛА, которые предназначены для ретрансляции радиосигналов, определенную перспективу имеют аппараты вертолетного типа *с вертикальным взлетом и посадкой*. Это позволяет применять их с неподготовленных специальным образом наземных площадок, а также с палуб военных кораблей. Последнее особенно важно, поскольку с учетом корабельной архитектуры, практически все современные боевые корабли, включая новейшие отечественные фрегаты и корветы, не имеют значительного про-

странства на верхней палубе для взлета БЛА самолетного типа [39].

В корабельных условиях в качестве ретрансляторов предпочтительно применение легких БВ с взлетной массой 50-100 кг и высотой полета от 1000 м и до 4000 м включительно. Такие летательные аппараты должны оснащаться преимущественно *ненаправленными или слабонаправленными антенными системами*. В этом случае зона покрытия радиосигналами составит значительную площадь. Это позволит БВ обеспечить управление кораблями в тактическом звене, реализуя, по существу, загоризонтный обмен информацией на значительных расстояниях между кораблями группировки, и выполнять свои функции при нахождении кораблей в различных точках относительно ретранслятора, «висящего» в назначенном месте.

С другой, стороны, это имеет и отрицательную сторону, состоящую в низкой разведзащищенности и высокой степени доступности БВ-ретранслятора (БВ-Р) воздействию преднамеренных помех противника средствами радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Поэтому необходимо предусмотреть специальные режимы ретрансляции в условиях воздействия средств РЭБ противника. Определенную перспективу решения этой задачи открывает использование БВ-Р, оснащенных ретрансляторами радиосигналов типа DSAR+.

DSAR+ (Digital Signal Active Repeater) – ретранслятор цифровых радиосигналов, предназначенный для организации подвижной связи, мониторинга, контроля и управления в тактическом звене. Он позволяет повысить его эффективность при ведении радиоэлектронной борьбы, помехозащищенность связи и управления войсками и силами, а также снизить электромагнитную доступность для средств радиоразведки про-

тивника. Данная система может также использоваться в качестве *имитатора сигналов для дезинформации противника с целью отвлечения систем огневого поражения и РЭБ.*

Для точного определения своего места и удержания в течение необходимого времени в заданной точке, БВ-Р должен быть оснащен оборудованием российской спутниковой системы навигации ГЛОНАСС. В мирное время вопросы навигации БВ-Р могут также решаться посредством глобальной международной системы GPS, которая в военное время в любой момент может прекратить обслуживание российских потребителей.

Несложно показать, что дальность устойчивого обмена информацией в УКВ диапазоне с учетом нахождения БВ-Р на высотах, указанных выше, существенно увеличивается. Об этом свидетельствуют простейшие расчеты по известной эмпирической формуле:

$$D_{\text{км}} \approx 3,57(\sqrt{h_{1\text{м}}} + \sqrt{h_{2\text{м}}}),$$

где  $h_{1\text{м}}$  – высота первой антенны в метрах,  $h_{2\text{м}}$  – высота второй антенны в метрах,  $D_{\text{км}}$  – дальность связи в километрах. При этом предполагается, что  $h_{1\text{м}}, h_{2\text{м}} \ll R_3$  (где  $R_3 \approx 6371$  км – средний радиус Земли).

Так при высоте подъема антенны корабля  $h_1 = 20$  м и высоте «висения» БВ-Р  $h_2 = 2500$  м дальность радиосвязи достигает величины  $D = 200$  км.

Бортовое оборудование аппаратуры ретрансляции радиосигналов БВ-Р должно создаваться на основе современных стандартов и быть совместимым с существующими и перспективными радиосредствами с цифровой обработкой радиосигналов. Кроме этого должны быть предусмотрены спе-

циальные помехозащищенные режимы его работы в условиях действия средств РЭБ противника.

Как известно [40], одним из режимов обмена информацией, эффективным в условиях воздействия преднамеренных помех, является передача информации на основе расширения спектра сигнала посредством псевдослучайных последовательностей. С учетом перемещений БВ и абонентов в воздушном пространстве при выполнении функций ретрансляторов должны использоваться радиосигналы, устойчивые к смещению частоты (к эффекту Доплера). К таким сигналам относятся сигналы с относительной фазовой модуляцией второго порядка (ОФМ-2).

Расчеты показали, что использование псевдослучайных ОФМ-2 сигналов позволяет обеспечить уверенный прием информации в каналах связи с летательными аппаратами, в том числе с БВ. В таких каналах учтены два негативных фактора: смещение частоты несущей вследствие эффекта Доплера и действие сигналоподобных организованных (преднамеренных) помех с энергетикой, превосходящей энергетiku передаваемого радиосигнал. При этом вероятность ошибочного приема не превышает величины  $P_{\text{ош}} \leq 2,1 \cdot 10^{-2}$ .

При современных требованиях к достоверности передаваемой информации, эта величина оказывается не вполне приемлемой. Поэтому для достижения заданных требований по достоверности следует использовать сложные псевдослучайные сигналы с большими значениями базы или применить дополнительно помехоустойчивое кодирование с учетом конкретных возможностей вычислительных средств БВ-Р. Следует иметь в виду, что в противном случае в условиях преднамеренных помех, создаваемых средствами РЭБ противника,

выполнения возложенной задачи по ретрансляции сигналов посредством БВ-Р окажется невозможным. Таким образом, некоторое усложнение бортового ретрансляционного оборудования вертолета может обеспечить гарантированную возможность доставки важной информации в сложных условиях ее передачи при действии средств РЭБ противника.

Применение ретрансляторов при тушении крупных лесных пожаров обосновывается в статье [41]. В работе [42] показывается, что применение БЛА с ретранслятором ограничено на больших высотах, температурой и влажностью воздуха. При этом в ней отмечается, что такое влияние на БВ-Р слабее, чем на БЛА-Р самолетных схем.

### **3.5. Бортовая аппаратура радиоэлектронного и оптикоэлектронного противодействия**

Этот вид бортовой аппаратуры БВ традиционно предназначен для организации помех наземным линиям радиосвязи противника [1]. Типовая радиопомеха представляет собой широкополосную шумовую помеху в заданном диапазоне частот [2]. Обычно верхняя полоса частот вдвое больше, чем нижняя полоса. Для создания заградительной помехи применяются многолитерные передатчики. В первую очередь подавлению подлежат информационные источники, относящиеся к системам ПВО. Кроме этого, важная роль отводится установлению помех военной информации системы GPS, зашифрованной кодом  $P(Y)$ .

Повышению эффективности применения постановщиков помех радиоприемам наземной (надводной) и воздушной связи способствуют [2]:

- приближение постановщика помех к подавляемому приемнику;

- энергетическое превосходство постановщика помех перед подавляемым передатчиком (например, за счет подъема на высоту около 1000 м);
- возможное одновременное подавление всего диапазона частот поставщиком помех данной литеры;
- локализация воздействия помех в ограниченном районе, который в тактическом звене имеет размеры 5-20 км.

Против современных радиолиний с быстрой программной перестройкой частоты наиболее эффективными являются заградительные высотные помехи на всем диапазоне перестраиваемой радиочастоты передатчика. Применение разных литер обеспечивает полное подавление всех связных радиоприемников наземных и спутниковых радиолиний противника в районе цели, который для линий радиосвязи уровня «рота-взвод» составляет круг радиусом 10 км [2].

Для большей эффективности подавления линий радиосвязи возможно использование узконаправленных антенн постановщиков помех с барражированием самолетных БЛА по кругу, при котором цель находится все время в зоне действия диаграммы направленности передатчика помех. Применение БВ для задач РЭП [1] позволяет выполнить подавление в режиме его «висения» в определенной точке.

Подавляемая радиолиния, в свою очередь, может противодействовать постановщикам помех следующими способами [2]:

- сокращением дистанции связи между абонентами как наиболее эффективным способом;
- сужением полосы применяемого диапазона, что уменьшает пропускную способность подавляемого канала;
- подъемом антенн.

Частоты и ширина полосы передатчиков постановщиков помех согласовываются с параметрами конкретных радиосистем противоборствующей стороны. Приведем для примера, следуя работе [2], диапазоны некоторых радиоканалов зарубежных армий:

1. УКВ 30-88 МГц – основной диапазон радиосвязи в тактическом звене управления армий НАТО. Радиосвязь российской армии также находится в основном в этом же диапазоне.

2. Диапазоны УКВ передовых авианаводчиков 116-150 МГц, носимая связь в группе на поле боя 132-174 МГц, спутниковая связь на поле боя 225-400 МГц, связь на поле боя внутри взвода 420-450 МГц, объединенная система распределения тактической информации JTIDS 960-1215 МГц.

3. Спутниковая связь 225-400 МГц – наиболее массовая система связи армий ряда зарубежных стран, применяемая до уровня батальона. Стратегическая спутниковая связь имеет диапазоны 20-21/44-45 ГГц, стратегическое и оперативно-тактическое звено управления – 6,7 ГГц. Подавление в данном случае происходит за счет преимущества по дальности постановщиков помех.

4. Радиокомпьютерная система солдата («Пехотинец 21 века») имеет диапазон 1755-1850 МГц.

5. Система опознавания «свой-чужой» на поле боя (IFF) на дальностях 150-5500 м работает в диапазоне 38 ГГц.

Для приближенной оценки характеристик постановщиков помех можно привести следующие данные: для тактических БЛА с мощностью передатчиков помех до 50 Вт перспективное оборудование РЭП имеет массу до 15 кг при подавлении наземных передатчиков в радиусе 20 км и более [2].

Теория и средства РЭБ также описаны в работах [43, 44].

В настоящее время актуальным является подход, состоящий в том, что при прорыве и истощении средств ПВО противника [46] необходимо применять не только радиоэлектронные, но и перспективные оптикоэлектронные средства противодействия.

Один из вариантов структуры бортового комплекса радиоэлектронного и оптикоэлектронного подавления пусков ракет типа «земля-воздух» и наземных РЛС ПВО [45] представлен на Рис. 3.6.

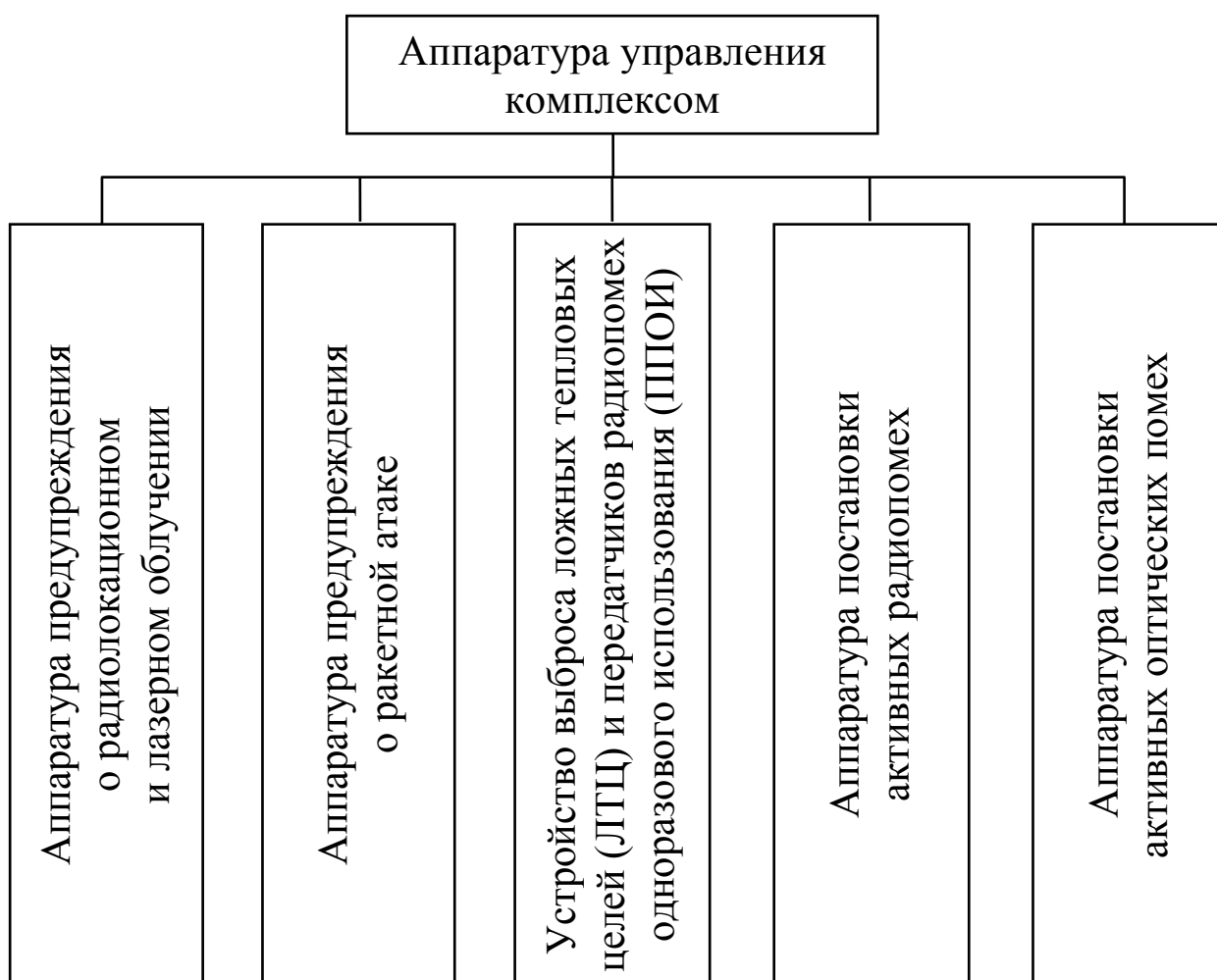


Рис. 3.6

В указанной работе приводится достаточно подробное описание работы вертолетного варианта такого комплекса, который после соответствующих доработок может быть установлен на беспилотных вертолетах, предназначенных для за-

щиты в боевых операциях группировок пилотируемых вертолетов с помощью боевых БВ-АЛЦ [1].

### 3.6. Целевое оборудование имитационных беспилотных вертолетов

Этот вид специального бортового оборудования устанавливается на учебных и боевых БВ-АЛЦ, а также на исследовательских БВ-демонстраторах, предназначенных для натурных испытаний новых и модернизированных образцов вертолетов и их бортовых комплексов [1].

Общий состав такого оборудования представлен на Рис. 3.7.



Рис. 3.7

Традиционно на первых образцах воздушных мишеней, которые являлись предшественниками авиационных ложных целей (АЛЦ) [46], применялись такие имитаторы воздушных целей как трассеры, предназначенные для увеличения дальности обнаружения объекта в тепловом и видимом диапазонах.

Это достигалось за счет химических реакций с выделением светового излучения. Например, трассер массой 2 кг со временем горения несколько минут обеспечивает дальность обнаружения цели около 50 км [2].

Для боевых БВ-АЛЦ применяются ИК-ловушки для имитации помех средствам ПВО [1].

Тепловые характеристики воздушных целей также могут воспроизводиться с помощью специальных бортовых горелок и в перспективе применением реактивных двигателей твердого топлива (РДТТ) [1, 12].

К радиолокационным имитаторам цели относится бортовая аппаратура изменения эффективной площади рассеивания (ЭПР), применяемая для имитации радиолокационных отражательных характеристик различных воздушных целей.

Аппаратура замера промаха служит для определения расстояний между учебными БВ-АЛЦ и выпускаемыми по ним в процессе полигонных стрельб ракетами или снарядами.

Испытательная аппаратура включает в себя бортовое оборудование, предназначенное для измерений и регистрации параметров в процессе летных испытаний новых и модифицируемых образцов бортовых систем вертолетной техники. В общем случае состав такого оборудования в виде бортовой системы измерений и регистрации определяется задачами, решаемыми при проведении испытаний.

Кроме этого, в состав целевого оборудования имитационных БВ включается аппаратура управления АЛЦ-аналогами, которые создаются на базе выведенных за штат пилотируемых образцов [46, 47] вертолетной техники.

Отметим, что главным элементом бортового комплекса имитационных БВ как вертолетных АЛЦ является аппаратура

воспроизведения радиолокационных характеристик воздушных целей.

В качестве аппаратуры изменения и формирования ЭПР таких целей традиционно использовались такие пассивные имитаторы как линзы Линдбергера [46], а в последнее время такие перспективные средства как радиолокационные имитаторы целей.

*Радиолокационный имитатор цели* (РИЦ) применяется для увеличения радиолокационной заметности с целью имитации пилотируемых боевых вертолетов и низкоскоростных БЛА.

Исходя из задач летных и стрельбовых испытаний радиоэлектронных комплексов (РЭК) зенитно-ракетных и артиллерийско-ракетных комплексов ближнего действия, возможны следующие варианты таких имитаторов:

- РИЦ-ответчик;
- РИЦ с воспроизведением заданной ЭПР цели;
- РИЦ-репер;
- РИЦ с воспроизведением угловых размеров цели и одномерного и двумерного распределений ее эффективной отражающей поверхности (ЭОП).

Рассмотрим кратко назначение этих вариантов.

*РИЦ-ответчик* предназначен для имитации сигнала цели с ненормированным уровнем ответного сигнала для сопровождения БВ-АЛЦ стрельбовыми РЭК на их максимальных дальностях.

Такой имитатор представляет собой широкополосный аналоговый ретранслятор. Принятый сигнал от РЭК усиливается, а затем излучается достаточно мощный не нормированный по уровню сигнал, позволяющий стрельбовым комплек-

сам надежно с минимальными ошибками сопровождать АЛЦ на максимальных дальностях.

РИЦ с воспроизведением заданной ЭПР цели предназначен для имитации одной и той же заданной ЭПР для РЭК с различным потенциалом.

Этот РИЦ также является ретранслятором и имитирует величину ЭПР цели. Управление РИЦ включает установку среднего заданного уровня ЭПР и воспроизведение одномерного или двумерного законов распределения ЭПР во времени. Такое управление осуществляется по командам, записываемым в вычислительный комплекс БВ-АЛЦ при его предполетной подготовке.

РИЦ-репер обеспечивает создание специального реперного сигнала, отнесенного на известное фиксированное расстояние от той или иной радиолокационной координаты цели. В этом случае многоканальные стрельбовые комплексы имеют возможность сопровождать цель, по отраженному от ее корпуса сигналу и одновременно сопровождать тот же носитель по достаточно мощному «точечному» ответному сигналу другим целевым каналом.

Отметим, что при использовании боевых БВ-АЛЦ для уничтожения средств ПВО противника в составе их целевого оборудования необходимо использовать бортовую аппаратуру радио-оптикопротиводействия, состав которой приведен на Рис. 3.6.

### **3.7. Целевое оборудование боевых беспилотных вертолетов**

Конкретизируем состав целевого оборудования (ЦО) боевых БВ применительно к их следующим типам [1]:

- БВ-штурмовики для огневой поддержки действий сухопутных войск;

- противотанковые БВ для борьбы с бронетехникой противника;
- БВ-истребители, предназначенные для уничтожения крылатых ракет (КР) и БЛА противника;

В состав ЦО *БВ-штурмовиков* предлагается включить:

- оптико-электронную систему (ОЭС), состоящую из ТВ/ИК блоков и лазерного целеуказателя-дальномера;
- запросчик/ответчик опознавания целей на поле боя;
- пушечное вооружение;
- пулеметное вооружение;
- управляемые ракеты типа «воздух-поверхность» и управляемые (корректируемые) авиабомбы [48];
- неуправляемые реактивные снаряды (НУРС).

Отметим, что в работе [50] предлагаются и другие перспективные виды оружия для боевой беспилотной авиационной техники.

Рассмотрим алгоритм применения этого вида боевых БВ [1].

Следуя программе полета, БВ движется в требуемом направлении на постоянной высоте в районе предполагаемых наземных целей, непрерывно проводя их поиск с помощью бортовой ОЭС и передавая изображения местности на экран монитора АРМ оператора целевой нагрузки ПУ вертолета (вертолетов).

После обнаружения цели этот оператор передает на борт команду включения запросчика. При идентификации цели как «чужой» оператор совмещает на экране фиксированную метку с целью и специальной командой включает лазерный целеуказатель-дальномер. При этом на АРМ оператора управле-

ния ПУ БВ формируется программа управления вертолетом при атаке отмеченной цели.

После выдачи на экран монитора оператора целевой нагрузки ПУ проводимого БВ маневра им выбираются виды применяемого оружия. При заходе вертолета в зону его допустимого применения этот оператор по ИКРК на борт БВ команду на непосредственное использование оружия. Во время атаки оператор управления ПУ БВ с помощью соответствующих радиоконанд удерживает фиксированную метку, совмещенную с целью. После атаки цели на ПУ передается видеоизображение с ее результатами, и командир его расчета принимает решение о повторной атаке или переходе БВ к поиску и атаке другой цели.

**Противотанковые БВ** должны иметь следующий состав целевого оборудования:

- оптико-электронная система с дневным/ночным каналами и лазерный целеуказатель/дальномер;
- противотанковые управляемые реактивные снаряды (ПТУРС) и/или противотанковые авиабомбы (ПТАБ);
- самоприцеливающиеся боевые элементы (СПБЭ).

Алгоритм применения этого вида боевых БВ практически аналогичен приведенному выше алгоритму применения БВ-штурмовиков, но при его доработке необходимо учесть наличие у современных танков систем активной защиты (САЗ) [1].

Предполагается, что **БВ-истребители** должны осуществлять обнаружение и уничтожение воздушных целей (ВЦ) в режиме «висение» на рубеже атаки. При этом в связи с дефицитом времени применение их оружия должно производиться в автоматическом режиме. В этой связи при формировании ЦО этого вида БВ предлагается использовать принципы при-

менения и оборудование САЗ бронетанковой техники [1]. Следуя такому подходу, в состав ЦО БВ-истребителей предлагается включить:

- РЛС обнаружения и определения характеристик ВЦ (координаты, направление и скорость полета);
- вычислительный комплекс для расчета траекторий подлетающих ВЦ и управления огнем;
- трехступенная платформа (турель) для размещения бортового вооружения;
- счетверенная 7,62-мм скорострельная пулеметная установка.

При появлении малогабаритных авиационных пушек с осколочными снарядами, оснащенными радиовзрывателями, последняя может быть заменена бортовой артиллерийской установкой с добавлением бортового передатчика для инициализации подрыва таких снарядов на требуемом расстоянии от БВ.

Отметим, что если при уничтожении важных наземных целей штатные средства боевых БВ не дают требуемых результатов, то они по командам с ПУ БВ могут использоваться в режимах «камикадзе» [50]. Для этих целей на борту БВ может быть предусмотрен определенный запас взрывчатого вещества.

### **3.8. Целевое оборудование беспилотных вертолетов двойного назначения**

К таким вертолетам относятся военные БВ вспомогательного назначения и гражданские БВ [1].

Состав комплексов целевого оборудования (ЦО) основных типов БВ двойного назначения приведена на Рис. 3.8.



Рис. 3.8

Представленные на этом рисунке два последних типа БВ являются перспективными образцами беспилотной вертолетной техники.

Необходимость в грузовых БВ была обозначена в работе [33] как средство снабжения мобильных подразделений при проведении операции в тылу противника.

Для этих целей по сообщениям иностранной печати [33] был использован БВ А160 фирмы Boeing, характеристики которого приведены в работе [1].

В процессе испытаний ЦО этого вертолета продемонстрировало свои возможности по доставке грузов удаленным подразделениям, как путем их точного сброса, так и его посадки на указанной площадке.

Портативная наземная система управления вертолетом позволяет доставлять грузы с помощью БВ А-160 без специально подготовленного персонала таких подразделений. Это достигается путем применения в системе простейшего командного языка управления вертолетом с подробными комментариями оператору.

После завершения полета БВ по заданному маршруту вертолет переходит в режим барражирования над местом доставки груза до получения соответствующей команды оператора наземного пункта управления.

По одной из этих команд БВ переводится в режим «висения» над точкой доставки груза. После этого на борт подается команда выполнения режимов снижения и сброса грузового контейнера или посадки вертолета. По завершению операции доставки груза БВ специальными командами осуществляется возвращение вертолета в исходную точку операции по заданному маршруту.

В ходе одного из проведенных полигонных испытаний были успешно решены задачи выполнения автономного программного полета БВ А-160 по заданному маршруту, достав-

ки груза, возврата на взлетно-посадочную площадку и выключения двигателя после его приземления [33].

Заметим, что приведенные в этой работе сведения говорят о технической реализуемости грузовых БВ военного и гражданского назначения.

БВ-танкеры, на наш взгляд, кроме применения в отмеченных операциях могут быть использованы для обеспечения топливом вертолетов, базирующихся на удаленных и труднодоступных взлетно-посадочных площадках.

Как было отмечено в работе [1], в качестве БВ гражданского назначения могут быть использованы модификации приведенных выше вспомогательных БВ военного назначения.

В частности, *БВ сельскохозяйственного назначения* являются модификацией вспомогательных БВ 1-го типа путем установки устройств распыления удобрений и средств защиты растений.

В спасательных операциях кроме информационных БВ разведки и наблюдения могут применяться модифицированные для *сброса грузов потерпевшим* БВ 2-го типа, а для их *доставки с посадкой* – БВ 3-го типа. Такие вертолеты должны иметь в составе их ЦО средства обеспечения дневных и ночных полетов с навигацией по радиомаякам.

Перспективными БВ гражданского назначения являются *пожарные вертолеты*. При создании таких БВ в качестве модифицируемой конструкции могут быть использованы БВ 4-го типа с целевой нагрузкой, дополненной устройствами забора воды из ближайших водоемов в режимах «висения» или полета на сверхмалой высоте, описанных в работе [1].

Перспективным ЦО для оснащения таких вертолетов являются авиационные средства пожаротушения (АСП). По со-

общениям Web-сайта «Оружие России» существующий опытный образец отечественного АСП в виде бомбы весом 500 кг диаметром 500 мм и длиной 3285 мм содержит заряд объемом 400 л огнегасящей смеси. При ударе о землю такой заряд с использованием технологии объемного взрыва гарантированно тушит пожар на площади 1000 м<sup>2</sup>. Бомбу АСП-500 предполагается использовать с высоты 300-1000 м для тушения крупных лесных пожаров с помощью самолетов Ил-76 и вертолетов Ми-8, входящих в состав авиации МЧС РФ.

На наш взгляд, существующие массогабаритные характеристики бомбы АСП-500 не позволяют использовать в качестве ее носителя БВ среднего и тяжелого класса. Поэтому необходимо разработать варианты АСП в виде противопожарных бомб и специальных ракет небольшого калибра с достаточно большой площадью пожаротушения для их подкрыльевой подвески на пожарных БВ среднего класса. На реализуемость такого варианта указывает положительный опыт армии КНР, применяющей для локализации крупных ландшафтных пожаров артиллерийские снаряды с огнегасящей смесью. Заметим, что противопожарные ракеты могут быть успешно использованы с помощью БВ в режиме висения при тушении пожаров на верхних этажах высотных зданий.

В заключение данной главы выделим, основываясь на результатах работы [33], перспективы развития целевого оборудования беспилотной авиационной техники, включая и рассматриваемые БВ. В этой работе, выполненной с использованием информации таких ведущих зарубежных изданий как Aviation Week and Space Technology, Flight International, Jane's International Defense Review, Defense News, Military Technology и др., приведены опытные и перспективные разработки

БЛА различных типов и назначения с указанием применяемого в их составе бортового целевого оборудования.

Обобщая приведенные в ней данные, укажем следующие не отмеченные выше основные направления развития комплексов ЦО перспективных БВ различного назначения:

1°. Обработка на борту БВ полученных видеоизображений с применением многопроцессорных параллельных вычислительных комплексов с передачей результатов по цифровой многоканальной системе связи диапазона «К<sub>и</sub>» со сжатием частот передаваемых сигналов и защите от несанкционированного доступа. При их обработке должны быть использованы алгоритмы распознавания формы, цвета и перемещения обнаруженных объектов с прогнозированием их движения.

2°. Использование результатов работы бортовых средств радиотехнической разведки для точного автоматического целеуказания ОЭС и РЛС БВ объектов наблюдения.

3°. Проведение электронной разведки путем сбора и обработки данных по характеристикам РЛС противника для постановки активных помех их работе.

4°. Сопровождение обнаруженных наземных целей по лазерному «пятну» с автоматической передачей их координат непосредственно в систему оружия.

5°. Применение в целевом оборудовании БВ-штурмовиков перспективных образцов лазерного, акустического и электромагнитного оружия.

6°. Использование бортовых РСА с селекцией движущихся целей за счет специального программного обеспечения и переключением на дополнительное наблюдение за ними с помощью средств оптико-электронной и других видов разведки.

7°. Применение в качестве ОЭС комбинированных дифракционных спектрометров, охватывающих до 64 частотных полос электромагнитного спектра видимого и ИК-диапазонов (450-900 нм).

8°. Использование бортовой бесплатформенной ОЭС высокой детализации, включающей в себя 5 ТВ и 4 ИК камер, установленных на корпусе БВ под различными углами для максимального охвата области наблюдения с включением в состав бортового вычислительного комплекса программных средств для объединения изображений, а также передачи его в ПУС с использованием ИКРК.

9°. Применение бортовых средств для геомагнитной, химической, радиационной и других видов разведки состояния территорий.

Приведенные направления должны, на наш взгляд, быть использованы в программах НИОКР по созданию перспективных образцов комплексов целевого оборудования беспилотной авиационной, в том числе и вертолетной техники.

## **Глава 4. НЕКОТОРЫЕ ЗАДАЧИ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОГО СОСТАВА БОРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ БВ**

При разработке беспилотных вертолетов (БВ) требуемые для выполнения их функций бортовые аппаратура и системы выступают в качестве готовых изделий (комплектующих), поставляемых специализированными приборостроительными предприятиями.

Обычно Разработчик БВ осуществляет выбор таких комплектующих из соответствующих каталогов, выпускаемых этими предприятиями. Другим путем являются заказы предприятиям на разработку и изготовление требуемой партии бортовых систем (комплексов) для создаваемого БВ. На взгляд, этот путь позволяет получить более эффективную систему (комплекс), наиболее полно соответствующую характеристикам разрабатываемого БВ, но значительно увеличивает время создания и стоимость вертолета.

Поэтому наиболее предпочтительным путем выбора комплектующих для разрабатываемого БВ является их оптимальный выбор из существующих каталогов с взаимным согласованием характеристик отобранных систем, как между собой, так и с характеристиками вертолета. Наличие значительного количества и объема таких каталогов и необходимость выполнения большого числа противоречивых условий согласования характеристик, а также массогабаритных и энергетических ограничений делает необходимым применение соответствующих математических моделей и методов оптимизации состава бортовых комплексов БВ.

Для сокращения трудоемкости формирования состава бортовых комплексов вертолета реализация указанных методов

должна осуществляться в составе комплексов программ «Бортовые комплексы БВ» и «Целевая аппаратура БВ» перспективной САПР БВ [1].

#### **4.1. Существующая постановка задачи оптимизации состава информационных и приборных комплексов ЛА**

Одна из наиболее характерных моделей оптимального выбора комплектующих для бортовых комплексов ЛА приведена в работе [4]. Рассмотрим их краткое описание.

Пусть формируемый бортовой комплекс должен выполнять  $M$  различных функций. Известно, что для выполнения каждой  $i$ -й из этих функций существует  $n_i$  разработанных и перспективных систем, подсистем, устройств, блоков и элементов. Будем считать, что заданы технико-экономические показатели работы этих систем, подсистем, устройств, блоков и элементов, а также требования по этим показателям к формируемому комплексу. Требуется подобрать из заданного множества систем, подсистем, устройств, блоков и элементов такую их совокупность, при которой выполняются требования ко всем технико-экономическим показателям комплекса, и обеспечивается экстремум по выбору Разработчика одного из этих показателей. Схематично постановка задачи оптимизации состава информационных и приборных комплексов ЛА представлена на Рис. 4.1.

Формализуем поставленную задачу. Введем булевские переменные:

$$x_j = \begin{cases} 1, & \text{если } j\text{-я система, подсистема, устройство, блок,} \\ & \text{элемент использованы в формируемом комплексе;} \\ 0 & \text{– в противном случае.} \end{cases}$$

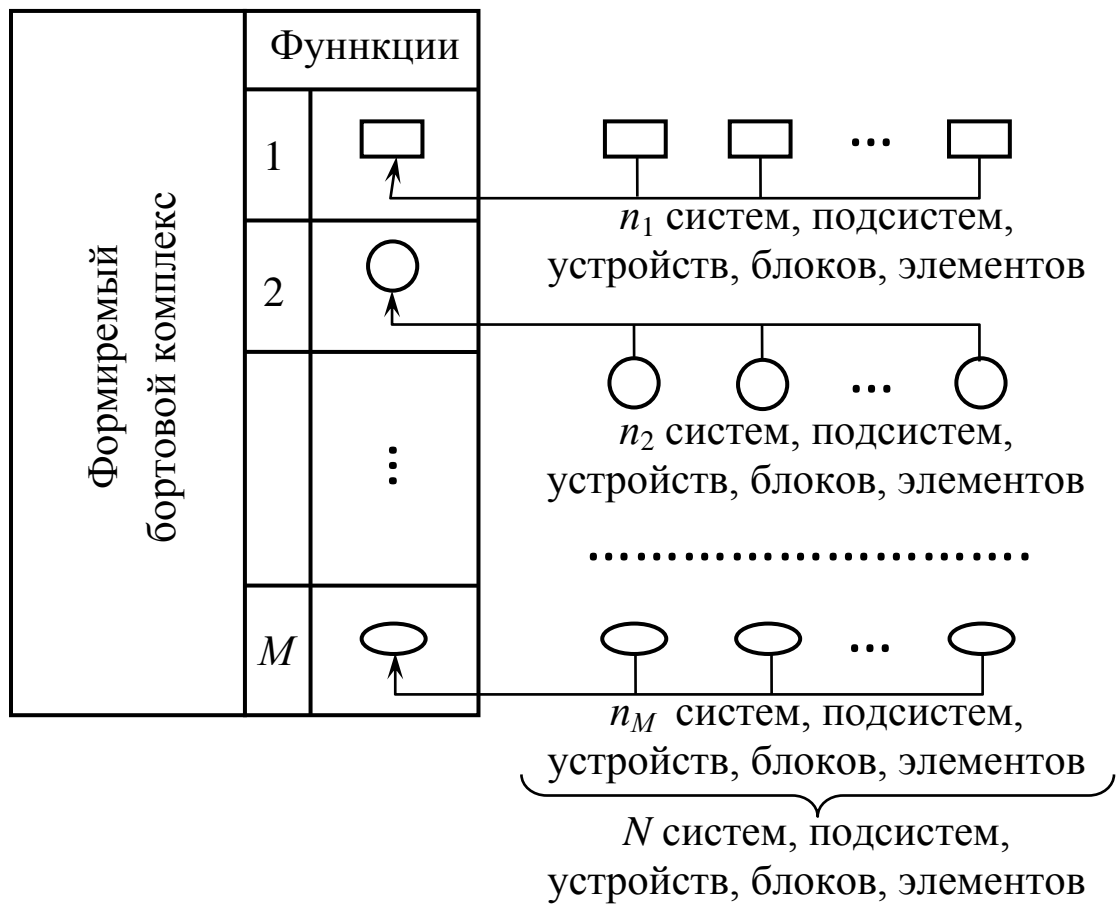


Рис. 4.1

В качестве меры точности работы комплекса и входящих в него систем, подсистем, устройств, блоков и элементов используем информационную меру. Предположим, что измеряемый сигнал и помеха являются случайными независимыми величинами с нормальными законами распределения. Тогда количество информации в единицу времени, полученное при измерении, вычисляется по формуле:

$$I = F \log \frac{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}{\sigma_2^2} \quad (4.1.1)$$

где  $\sigma_1^2$  – дисперсия полезного сигнала;  $\sigma_2^2$  – дисперсия помехи;  $F$  – верхняя частота спектра сигнала;  $\log$  – двоичный логарифм.

Из выражения (4.1.1) следует соотношение, позволяющее определить количество информации, поступающее от  $j$ -й сис-

темы, подсистемы, устройства, блока или элемента формируемого бортового комплекса в единицу времени при его безотказной работе:

$$I_j = 2F_j \log \frac{D_j}{\delta_j}, \quad (4.1.2)$$

где  $D_j$  – диапазон изменения получаемого сигнала;  $\delta_j$  – максимальное значение погрешности  $j$ -й системы, подсистемы, устройства, блока, элемента формируемого комплекса.

В оценку (4.1.2) входят паспортные данные рассматриваемых информационных и приборных комплексов.

Количество информации, получаемое в единицу времени от  $M$  систем, подсистем, устройств, блоков, элементов формируемого комплекса будет равно:

$$I = \sum_{j=1}^N I_j x_j, \quad (4.1.3)$$

где  $N = \sum_{i=1}^M n_i$  – общее число систем, подсистем, устройств,

блоков, элементов, из которых производится выбор при оптимизации состава формируемого комплекса (см. Рис. 4.1).

Будем считать, что за период времени  $T$  вероятность безотказной работы системы связана с интенсивностью отказов известной зависимостью вида:

$$P = e^{-\lambda T}, \quad (4.1.4)$$

где  $\lambda$  – интенсивность отказов.

При формализации рассматриваемой задачи для получения достаточно простой линейной модели в качестве показателя надежности работы формируемого комплекса целесообразно в качестве показателя надежности работы использовать

интенсивность отказов, функционально связанную зависимостью (4.1.4) с вероятностью безотказной работы.

Интенсивность отказов формируемого информационного или приборного комплекса определяется соотношением:

$$\lambda = \sum_{j=1}^N \lambda_j x_j, \quad (4.1.5)$$

где  $\lambda_j$  – интенсивность отказов  $j$ -й системы, подсистемы, устройства, блока, элемента.

Стоимость, масса и объем использованных в комплексе систем, подсистем, устройств, блоков и элементов задаются формулами:

$$C = \sum_{j=1}^N c_j x_j; \quad (4.1.6)$$

$$G = \sum_{j=1}^N g_j x_j; \quad (4.1.7)$$

$$V = \sum_{j=1}^N v_j x_j, \quad (4.1.8)$$

где  $c_j$  – стоимость;  $g_j$  – масса;  $v_j$  – объем  $j$ -й системы, подсистемы, устройства, блока, элемента формируемого комплекса.

Таким образом, все основные технико-экономические показатели работы проектируемого комплекса задаются в виде линейных соотношений (4.1.3), (4.1.5)-(4.1.8).

Введенные выше переменные и принятые оценки технико-экономических показателей работы формируемого комплекса позволяют задачу оптимизации его состава представить в виде линейной модели дискретного математического программирования с булевыми переменными [51]. Соответствующая задача формулируется следующим образом:

«Требуется найти экстремум (максимум или минимум в зависимости от выбранного показателя качества) одного из технико-экономических показателей работы комплекса при условии, что на другие показатели наложены соответствующие ограничения».

Переменные  $x_j$ , являющиеся решением этой задачи, описывают оптимальный для заданных условий состав компонентов информационного или приборного комплекса.

Предлагаемая математическая модель дискретного булевого программирования в общем случае имеет вид:

$$\sum_{j=1}^N d_j x_j \rightarrow \min(\max); \quad (4.1.9)$$

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} x_j \leq b_i, \quad i = (\overline{1, K}); \quad (4.1.10)$$

$$\sum_{j \in E_i} x_j = 1, \quad i = (\overline{1, M}); \quad (4.1.11)$$

$$x_j = 0 \text{ или } 1, \quad j = (\overline{1, N}), \quad (4.1.12)$$

где  $K$  – число технико-экономических показателей работы комплекса, на которые в ходе его формирования наложены ограничения;  $d_j$  – значение того технико-экономического показателя работы  $j$ -го элемента комплекса, который на данном этапе формирования принят за критерий оптимальности;  $a_{ij}$  – значение  $i$ -го технико-экономического показателя работы комплекса, на который наложены ограничения;  $b_i$  – величина ограничения (требования) на  $i$ -й технико-экономический показатель  $j$ -го элемента блока, устройства, подсистемы, системы формируемого комплекса;  $E_i$  – подмножество индексов  $j$ , относящихся к переменным  $x_j$ , описывающим системы, подсистемы, устройства, блоки и элементы, предназначенные для

выполнения  $i$ -й функции в формируемом комплексе. Отметим, что каждое подмножество  $E_i$  включает в себя  $n_i$  элементов (см. Рис. 4.1).

Особенностью полученной математической модели (4.1.9)-(4.1.12) по сравнению с общей линейной моделью дискретного математического программирования с булевыми переменными [51] является наличие ограничений типа (4.1.11), которые говорят о том, что все множество переменных  $x_j$ ,  $j = (\overline{1, N})$ , должно быть разбито на непересекающиеся подмножества, в каждом из которых лишь одна, переменная может принять значение, равное единице.

Если в формируемом комплексе есть некоторые функции, которые требуют резервирования их выполняющих систем, то в модели используются ограничения вида:

$$\sum_{j \in E_i} x_j = N_i, \quad (4.1.13)$$

где  $N_i$  – число систем, необходимых для выполнения  $i$ -й функции.

Условия (4.1.13) могут быть заменены в модели условиями типа (4.1.11). При этом возрастает размерность решаемой задачи. Действительно, достаточно добавить к множеству переменных модели переменные, описывающие резервирующую систему, а в число функций, выполняемых комплексом, включить дополнительно еще  $\sum_{i=1}^M (N_i - 1)$  функций, учитывающих резервирование, то получим модель типа (4.1.9)-(4.1.12).

В этом случае число ее переменных будет равно

$$\mathcal{N} = N + \sum_{i=1}^M n_i (N_i - 1).$$

Появление требований к другим технико-экономическим показателям работы формируемого комплекса при условии, что они могут быть записаны в виде (4.1.10), характера математической модели не изменит.

Для решения приведенных выше линейных задач дискретного математического программирования с булевыми переменными существуют эффективные алгоритмы, учитывающие особенность этих моделей, состоящую в наличии ограничений типа (4.1.11). В частности, может быть применен модифицированный «групповой» алгоритм неявного перебора, изложенный в работе [4].

При использовании рассмотренного подхода к выбору состава аппаратуры информационного или приборного комплекса все модели оптимизации представляют собой задачи типа (4.1.9)-(4.1.12), какой бы частный критерий (технико-экономический показатель) не был выбран в качестве целевой функции (4.1.9), для которой определяется экстремум, и на сколько бы технико-экономических показателей не были наложены ограничения. Конкретные модели будут отличаться друг от друга лишь числом ограничений и конкретными числовыми значениями коэффициентов целевой функции и ограничений. Процедура оптимизации на каждом этапе формирования бортового комплекса, для которого получена задача оптимизации типа (4.1.9)-(4.1.12), представляет собой поиск решения этой задачи соответствующим численным методом.

Эта задача при соответствующей доработке может быть использована для оптимального выбора образца ОЭС, характеристики вариантов которых приведены в Табл. 3.2-Табл. 3.7. Характерной особенностью такой задачи является тот факт,

что все значения  $n_i$  (см. Рис. 4.1) равны единице. Последнее позволяет использовать при ее решении более простой эвристический метод выбора оптимального образца из заданного множества, изложенный в работе [12].

Аналогичным образом можно использовать задачу выбора оптимального образца бортовой РЛС из каталога имеющихся отечественных систем (см. Разд. 3.2).

#### **4.2. Многокритериальный выбор оптимальных элементов формируемого бортового комплекса беспилотного вертолета**

При использовании больших каталогов существующих бортовых систем (аппаратуры) число их марок, попавших в множество для последующего анализа, может быть достаточно большим. Это затрудняет Разработчику БВ как анализ их характеристик, так и принятие решения по выбору конкретного образца для включения в формируемый бортовой комплекс. Кроме этого, современная бортовая система (БС), как достаточно сложный объект, имеет различные часто противоречивые критерии ее эффективности, что также затрудняет Разработчику выбор его оптимального образца. Примером таких критериев являются максимизируемое выражение (4.1.3) и минимизируемые выражения (4.1.6)-(4.1.8).

В этом разделе будет приведена методика решения этой проблемы, основанная на результатах работ [52, 55].

В связи с тем, что предлагаемая методика многокритериального выбора может быть использована в процессах принятия и других видов проектно-конструкторских решений при создании БВ, приведем краткую характеристику теоретических основ предлагаемого подхода.

Будем считать, что имеется совокупность (множество)  $N$  допустимых вариантов (альтернатив) решения рассматриваемой задачи вида:

$$J_{\text{доп}} = \{1, 2, \dots, i, \dots, N\}, \quad (4.2.1)$$

где  $i$  – номер альтернативы (варианта) решения.

Пусть по условиям решаемой задачи каждая альтернатива должна оцениваться вектором (совокупностью) показателей ее эффективности:

$$W(i) = (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ki}), \quad i = \overline{(1, N)}. \quad (4.2.2)$$

Тогда задача многокритериального выбора эффективных решений из заданного множества альтернатив мощности  $N$  записывается в общем виде как:

$$W(i) \rightarrow \underset{i=\overline{(1, N)}}{\text{extr}}. \quad (4.2.3)$$

Отметим, что эта задача не имеет единственного решения.

Под *эффективным решением* понимается решение, являющееся наилучшим (предпочтительным) в пространстве критериев  $W_1, W_2, \dots, W_k$  по сравнению с остальными решениями. Согласно парето-оптимальному подходу к решению многокритериальных задач оптимизации [53, 54] таких эффективных решений может быть более одного. Поэтому в результате решения многокритериальных задач формируется множество компромиссных, эффективных, неулучшаемых решений, из которых лицо, принимающее решение (ЛПР), выбирает конкретный вариант, наиболее полно удовлетворяющий целям, желаниям или интересам данного ЛПР [54].

Отметим, что для дискретного множества (4.2.1) не выполняются условия выпуклости множества допустимых решений задачи (4.2.3), что не позволяет корректным образом применять при ее решении классический метод линейной

свертки критериев, основанный на применении теоремы С. Карлина [53].

Конкретизируем задачу вида (4.2.3) следующим образом:

$$\begin{aligned} (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ri}) &\rightarrow \max_{i=(1, N)}, \\ (W_{r+1,i}, W_{r+2,i}, \dots, W_{ki}) &\rightarrow \min_{i=(1, N)}. \end{aligned} \quad (4.2.4)$$

Здесь предполагается, что вектор целевых функций (4.2.2) разбит на два подвектора с размерностями  $r$  и  $(k - r)$ . При этом, в частности, для  $r = k$  получаем задачу максимизации вектор-функции  $W(i)$  при  $i \in J$ , а для  $r = 0$  имеем задачу минимизации  $W(i)$ .

Как известно [53], оптимизация решений по принципу Парето основывается на выделении в множестве  $J$  неулучшаемых (парето-оптимальных) точек с использованием отношения предпочтения (отношения строгого порядка), заданного на множестве  $J$  альтернативных вариантов решений.

В нашем случае, при решении задачи (4.2.4) можно утверждать, что  $i$ -ая точка этого множества является предпочтительнее, чем  $s$ -ая точка множества  $J$ , если для этой пары точек при  $s \neq i$  одновременно выполняются условия вида:

$$\begin{aligned} W_{ji} &\geq W_{js}, \quad j = (\overline{1, r}), \\ W_{ji} &\leq W_{js}, \quad j = (\overline{r+1, k}), \quad i = (\overline{1, N}), \quad s = (\overline{1, N}), \end{aligned} \quad (4.2.5)$$

причем хотя бы одно неравенство строгое [52].

Последовательное сравнение вариантов решений между собой с исключением из рассмотрения неpreferred решений составляет основу предлагаемого метода решения задачи (4.2.4). Отметим, что множество эффективных (компромиссных) решений (множество Парето) состоит из «крайних» (неулучшаемых) вариантов решений [52].

В этой работе для оценки парето-оптимальности точек множества  $J$  использовалось понятие ортанта, который представляет собой в пространстве критериев (4.2.2) выпуклый острый конус без вершины, порожденный единичными ортантами этого пространства.

При этом утверждается, что рассматриваемая точка является парето-оптимальной тогда и только тогда, когда во внутренность ортанта, вершина которого сдвинута в эту точку, не попадет ни одна из точек множества  $J$ .

Для выделения в нем парето-оптимальных точек будем использовать выпуклый многогранный ортогональный упорядочивающий конус (ортант), сдвинутый из начала координат в вершину рассматриваемой точки с координатами  $(W_{1s}, W_{2s}, \dots, W_{ks})$ , который формально описывается выражением вида:

$$C_s^k = \left\{ (W_1, W_2, \dots, W_k) \mid \left( W_j \geq W_{js}, j = (\overline{1, r}) \right) \wedge \right. \\ \left. \wedge \left( W_j \leq W_{js}, j = (\overline{r+1, k}) \right) \right\}, \quad s = (\overline{1, N}), \quad (4.2.7)$$

где  $\wedge$  – знак конъюнкции.

Отметим, что на практике наибольшее распространение получили двухкритериальные задачи непрерывной и дискретной оптимизации с различными сочетаниями максимизируемых и минимизируемых целевых функций  $W_1$  и  $W_2$  [53, 54 и др.]. Для таких задач на Рис. 4.2 приведены различные виды применяемых в них вариантов ортогональных конусов (ортантов) вида  $C_s^2$ .

С помощью соответствующих ортантов можно при небольших множествах  $J$  графически с применением приведенного ниже решающего правила решать задачу формирования множества парето-оптимальных решений.

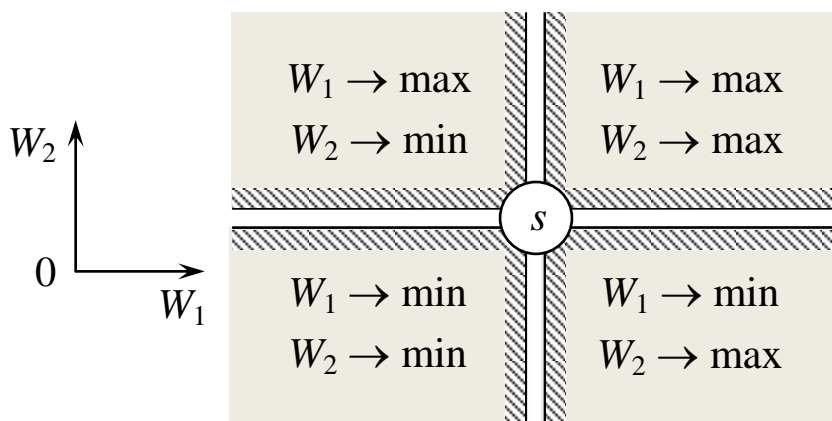


Рис. 4.2

Рассмотрим иллюстративный пример для множества (4.2.1) вида:

$$J = (1, 2, 3, \dots, i, \dots, 11),$$

на котором при  $k = 2$  и  $r = 1$  решается следующая двухкритериальная задача (4.2.4):

$$W_{1i} \rightarrow \max_{i=(1,11)} ; \quad W_{2i} \rightarrow \min_{i=(1,11)} . \quad (4.2.8)$$

Для альтернатив  $s = 1$  и  $s = 6$  на Рис 4.3 приведены графические представления конусов  $C_1^2$  и  $C_6^2$ .

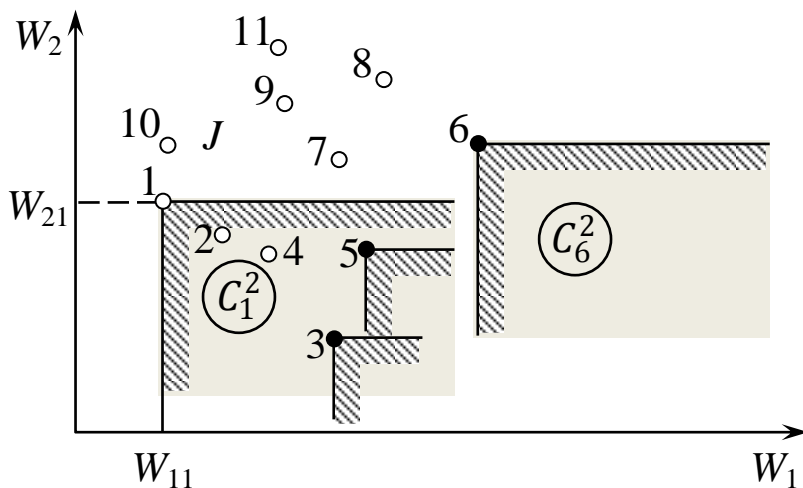


Рис. 4.3

Из этого рисунка следует, что альтернативы  $s = 1, 2, 4, 7-11$  не являются парето-оптимальными, т.к. конусы, построенные в этих точках не пустые, в то время как альтернативы  $s = 3, 5$  и  $6$  принадлежат парето-оптимальному множеству, т.к. конус

$C_3^2 = \emptyset$ ,  $C_5^2 = \emptyset$  и  $C_6^2 = \emptyset$ , где  $\emptyset$  – обозначение пустого множества.

Таким образом, с помощью конусов вида (4.2.7) упорядочивание точек множества  $J$  осуществляется по следующему решающему правилу: «Если для любого  $s \in (\overline{1, N})$  конус  $C_s^k$  содержит хотя бы одну точку  $(W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ki}) \in J$ , то  $s$ -ая точка с координатами  $(W_{1s}, W_{2s}, \dots, W_{ks})$  исключается из множества  $J$ . Если некоторый конус является пустым, т.е.  $C_i^k = \emptyset$ ,  $i \in (\overline{1, N})$ , то  $i$ -ая точка множества  $J$  считается парето-оптимальным решением задачи (4.2.4)».

Отметим, что если во внутренней части конуса  $C_i^k$  отсутствуют точки множества  $J$ , то это означает отсутствие решений более лучших, чем  $i$ -е решение,  $i \in (\overline{1, N})$ .

Результатом работы приведенного правила является множество парето-оптимальных вариантов решений:

$$J_{\text{по}} = \{i_1, i_2, \dots, i_m\}, \quad m < N, \quad (4.2.9)$$

которое выдается ЛПР для анализа и выбора конкретного решения.

Применяя это правило к Рис. 4.3, получаем, что конус  $C_1^2$  содержит точки 2, ..., 5, т.е.  $C_1^2 \neq \emptyset$ . Соответственно имеем, что  $C_s^2 \neq \emptyset$  для  $s \in \{2, 4, 7-11\}$ . Анализ показывает, что оптимальным по Парето решениям соответствуют точки 3, 5 и 6, т.е.  $J_{\text{по}} = \{3; 5; 6\}$ .

Отметим, что практическое применение метода конусов вида (4.2.7) при решении задачи (4.2.4) состоит в проверке для каждого фиксированного значения  $i \in (\overline{1, N})$  перебираемых значений  $s \in (\overline{1, N})$ ,  $i \neq s$ , и анализ выполнения условий

вида (4.2.5). Если эти условия выполняются, т.е.  $C_i^k = \emptyset$ , то  $i$ -й вариант решений является одним из искомым парето-оптимальных решений задачи (4.2.4).

Таким образом, суть предлагаемого метода можно интерпретировать как построение последовательности конусов  $C_1^k, C_2^k, \dots, C_N^k$  и анализ наличия в их внутренней части хотя бы одной точки заданного множества  $J$  путем перебора всех пар точек этого множества.

При этом максимальное число проводимых при переборе операций по проверке выполнения неравенств вида (4.2.5) можно оценить формулой [52]:

$$R = (N - 1)k + (N - 2)k + \dots + 2k + k = 0,5kN(N - 1).$$

Из этой формулы следует, что для компьютерного решения задачи, представленной на Рис. 4.3 требуется выполнить  $R = 110$  операций по проверке выполнения условий вида:

$$W_{1i} \geq W_{1s}, W_{2i} \leq W_{2s}, \quad s, i \in (\overline{1, 11}), \quad i \neq s.$$

Для широко применяемых на практике значений  $k = 2$  и  $N \approx 100$  из приведенной выше формулы следует, что требуется выполнить порядка  $10^4$  операций проверки выполнения соответствующих неравенств. Как показала практика при современном быстродействии компьютерной техники реализация предлагаемого метода в соответствующих информационных технологиях САПР БВ не потребует значительных затрат машинного времени.

При затруднениях ЛПР с выбором конкретной точки из множества (4.2.9) можно использовать для получения единственного «квазиоптимального» решения метод «идеальной точки» [55]. Суть этого метода заключается в следующем.

В связи с тем, что единственного оптимального решения задачи (4.2.4) объективно не существует [53, 54], в пространстве критериев  $W_1, W_2, \dots, W_k$  решаемой задачи выделяется точка с координатами:

$$W_{\text{ИТ}} = (W_{1,\min}, W_{2,\min}, \dots, W_{r,\min}, W_{r+1,\max}, W_{r+2,\max}, \dots, W_{k,\max}). \quad (4.2.10)$$

Такая недостижимая точка называется «идеальной точкой» (ИТ). Далее в множестве парето-оптимальных решений (4.2.9) находится точка  $i_0$  ближайшая к ИТ.

В этом случае решение, соответствующее этому варианту, который имеет значения критериев  $W_{1,i_0}; W_{2,i_0}, \dots, W_{k,i_0}$ , считается «квазиоптимальным» решением задачи (4.2.4).

Поясним это на приведенном выше иллюстративном примере (см. Рис. 4.3).

В этом примере множество (4.2.9) будет иметь следующий состав:

$$J_{\text{по}} = \{3; 5; 6\}.$$

Координаты ИТ, описываемые вектором (4.2.10), конкретизируются как:

$$W_{\text{ИТ}} = (W_{1,\min}, W_{2,\max}).$$

На Рис. 4.4 представлены множество  $J_{\text{по}}$  и ИТ рассматриваемой задачи.

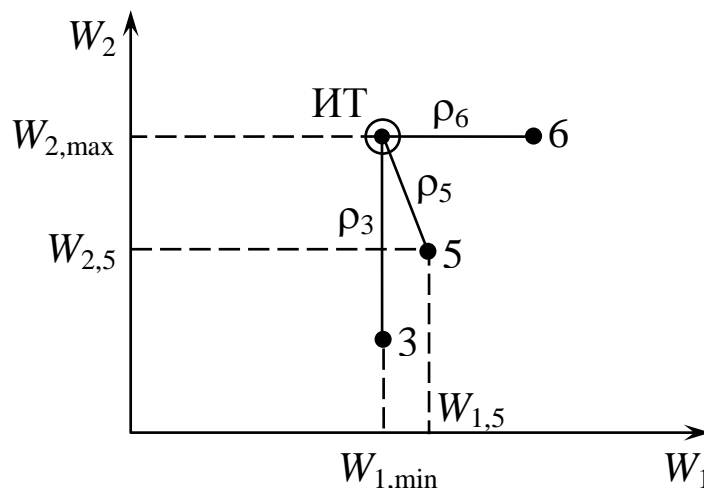


Рис. 4.4

Для определения «квазиоптимального» решения в этом примере рассматриваются относительные значения расстояний от ИТ до точек  $i_1 = 3$ ;  $i_2 = 5$ ;  $i_3 = 6$ , вычисляемые по формулам:

$$\rho_3 = \sqrt{\left(\frac{W_{1,3} - W_{1,\min}}{w_1}\right)^2 + \left(\frac{W_{2,3} - W_{2,\max}}{w_2}\right)^2};$$

$$\rho_5 = \sqrt{\left(\frac{W_{1,5} - W_{1,\min}}{w_1}\right)^2 + \left(\frac{W_{2,5} - W_{2,\max}}{w_2}\right)^2};$$

$$\rho_6 = \sqrt{\left(\frac{W_{1,6} - W_{1,\min}}{w_1}\right)^2 + \left(\frac{W_{2,6} - W_{2,\max}}{w_2}\right)^2},$$

где  $w_1 = \max_{i \in J_{\text{по}}} W_{1,i}$ ;  $w_2 = \max_{i \in J_{\text{по}}} W_{2,i}$ .

Из полученных значений  $\rho_3$ ,  $\rho_5$ ,  $\rho_6$  выбирается наименьшее, которое будет соответствовать «квазиоптимальному» варианту  $i_0 \in J_{\text{по}}$ .

Следуя Рис. 4.4, таким вариантом может быть вариант  $i_0 = 5$ , который имеет значения критериев  $W_{1,5}$  и  $W_{2,5}$ .

В общем случае при решении двухкритериальной задачи вида (4.2.8), когда множество парето-оптимальных решений (4.2.9) включает в себя  $m$  вариантов, для нахождения «квазиоптимального» решения используется общая формула вида:

$$\rho_{i_p} = \sqrt{\left(\frac{W_{1,i_p} - W_{1,\text{ИТ}}}{w_1}\right)^2 + \left(\frac{W_{2,i_p} - W_{2,\text{ИТ}}}{w_2}\right)^2}, \quad p = (\overline{1, m}). \quad (4.2.11)$$

#### Пример 4.1.

Рассмотрим пример применения предлагаемой методики при формировании бортового навигационного комплекса БВ,

включающего в себя в качестве измерительной системы приемник СНС и БИНС.

Будем считать, выбранным тип приемника СНС. Конкретный образец БИНС, включаемый в состав комплекса, будем выбирать на основе данных Табл. 2.2, которую с учетом особенностей БВ преобразуем к виду, представленному в Табл. 4.1.

Введем в рассмотрение следующие критерии оптимального выбора БИНС для приведенных  $N = 4$  вариантов:

$W_1 = \sqrt{(2\sigma_1)^2 + (2\sigma_2)^2}$  – общая оценка погрешности определения координат и скорости БВ;

$W_2$  – масса моноблока БИНС;

$W_3 = D \cdot Ш \cdot В$  – объем образца БИНС;

$W_4$  – потребляемая мощность;

$W_5$  – наработка на отказ образца.

Таблица 4.1.

Параметры БИНС	SIGMA-95N (№ 1)	LN-100G (№ 2)	БИНС-СП-1 (№ 3)	БИНС-СП-2 (№ 4)
Точность ( $2\sigma_1$ ) определения координат, км	1,85	2,3	3,7	1,85
Точность ( $2\sigma_2$ ) определения скорости, м/с	1	1,5	4	1
Масса моноблока, кг	16,5	9,8	15	15
Габариты (Д×Ш×В), мм	197,5×323×319	185×185×290	190×190×325	185×185×290
Потребляемая мощность, Вт	65	50	70	65
Наработка на отказ, ч	5000	14400	7000	10000

Тогда выражения (4.2.4) конкретизируются следующим образом:

$$\begin{aligned} W_{5i} &\rightarrow \max_{i=(1,4)} ; \\ (W_{1i}, W_{2i}, W_{3i}, W_{4i}) &\rightarrow \min_{i=(1,4)} . \end{aligned} \quad (4.2.12)$$

Эти выражения описывают общую постановку задачи многокритериального выбора компонент измерительной части формируемого бортового комплекса управления БВ.

Приведем графическое решение следующей частной задачи многокритериального выбора образца БИНС:

$$\begin{aligned} W_{1i} &\rightarrow \min_{i=(1,4)} ; \\ W_{4i} &\rightarrow \min_{i=(1,4)} . \end{aligned} \quad (4.2.13)$$

Здесь минимизируемыми критериями являются общая погрешность и энергопотребление образца.

Введем вспомогательную Табл. 4.2 для критериев решаемой задачи.

Таблица 4.2

№ вар-та ( <i>i</i> )	1	2	3	4
$W_1$	2,103	3,166	4,549	2,103
$W_4$	65	50	70	65

В связи с видом задачи (4.2.13) конусы (4.2.7), в которых индекс  $s$  заменен на индекс  $i$ , записываются как:

$$C_i^2 = \{(W_1, W_4) \mid (W_1 \leq W_{1i}) \wedge (W_4 \leq W_{4i})\}, i = (\overline{1,4}). \quad (4.2.14)$$

На Рис. 4.5 приведены значения критериев  $W_1$  и  $W_4$  из Табл. 4.2 и построены конусы (ортанты) для каждого варианта.

Отметим, что варианты  $i = 1$  и  $i = 4$  имеют одинаковые значения координат  $W_1$  и  $W_4$ .

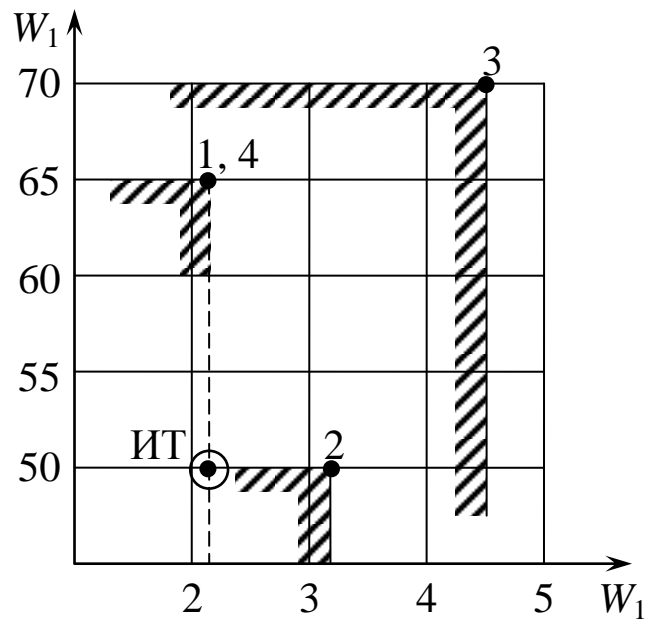


Рис. 4.5

Из этого рисунка следует, что  $C_1^2 = \emptyset$ ,  $C_4^2 = \emptyset$ ,  $C_2^2 = \emptyset$  и  $C_3^2 = \emptyset$ . В этом случае получаем следующую конкретизацию множества (4.2.9):

$$J_{\text{по}} = \{1, 2, 4\}. \quad (4.2.15)$$

Таким образом, для последующего анализа и принятия решения имеем следующие варианты образцов БИНС: SIGMA-95N; LN-100G; БИНС-СП-2.

Для выбора конкретного варианта БИНС из множества (4.2.15) при формировании комплекса можно воспользоваться значениями других критериев:

$$\begin{aligned} W_{21} &= 16,5 \text{ кг}; & W_{22} &= 9,8 \text{ кг}; & W_{24} &= 15 \text{ кг}; \\ W_{31} &= 20349807,5 \text{ мм}^3; & W_{32} &= 9925250 \text{ мм}^3; & W_{34} &= 9925250 \text{ мм}^3; \\ W_{51} &= 500 \text{ ч}; & W_{52} &= 14400 \text{ ч}; & W_{54} &= 10000 \text{ ч}. \end{aligned}$$

Например, для получения образца с минимальной массой моноблока необходимо использовать вариант  $i = 2$ , т.е. БИНС LN-100G. Этот же вариант обеспечит максимальную наработку на отказ.

Применение метода «идеальной точки», которая имеет координаты (2,103; 50) (см. Рис. 4.5) при  $W_1 = 4,549$ ;  $W_4 = 50$ , дает следующие значения относительных расстояний до точек множества (4.2.15):

$$\rho_1 = \rho_4 = 0,214; \quad \rho_2 = 0,233.$$

В связи с тем, что  $\rho_1 < \rho_2$  и  $\rho_4 < \rho_2$ , «квазиоптимальным» решением задачи (4.2.13) являются варианты  $i = 1$  и  $i = 4$ . Выбор из них можно провести по критериям массы ( $W_{2i}$ ), габаритов ( $W_{3i}$ ) и наработки на отказ ( $W_{5i}$ ),  $i \in \{1, 4\}$ .

Из Табл. 4.1 следует, что по этим критериям доминирует отечественный вариант  $i = 4$  (БИНС-СП-2).

Аналогичным образом можно решать задачи многокритериального выбора оптимальных образцов ОЭС и РЛС, описанных в Разделах 3.1 и 3.2.

Перспективные задачи объединения таких систем в единый бортовой комплекс будут рассмотрены в следующем разделе данной работы.

### **4.3. Оптимизация состава комплекса целевого оборудования разведки и наблюдения информационных БВ**

Перспективным направлением развития информационных БВ (ИнБВ) [1] является комплексирование нескольких видов целевого оборудования наблюдения за обстановкой, которое позволит резко увеличить достоверность обнаружения наземных (надводных) объектов. Решение такой задачи применительно к ИнБЛА приведено в работе [56].

Пусть имеется  $K$  видов целевого оборудования, предназначенных для решения задач наблюдения, разведки (доразведки) наземной (надводной) поверхности с использованием ИнБВ.

Каждый из этих видов целевого оборудования представлен в соответствующих каталогах 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, занимаемый образцом;

$w_{ij}$  – потребная мощность питания образца.

Разрабатываемый ИнБВ характеризуется следующими параметрами и характеристиками:

$C_{б.а}$  – 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 БВ;

$W_{б.с.э}$  – располагаемая мощность бортовой сети электропитания.

Требуется выбрать оптимальный состав комплекса целевого оборудования вертолета, обеспечивающий максимальное значение вероятности выявления объектов и удовлетворяющий при этом стоимостным, объемным, весовым и энергетическим ограничениям, применительно к рассматриваемому ИнБВ. При этом необходимо учитывать, что определенный вид целевого оборудования может иметь приоритет над ос-

тальными видами для решения конкретных задач наблюдения за наземной (надводной) обстановкой.

При построении математических моделей данной задачи за основу были взяты модели, приведенные в работе [57] и доработанные в соответствии с вышеприведенной постановкой задачи. Отметим, что исходная постановка задачи 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:

$$p_{ij} = p_{ij}(\alpha_1, \alpha_2 \dots \alpha_k, \beta_1, \beta_2 \dots \beta_n, \gamma_1, \gamma_2 \dots \gamma_{r_i}); \quad (4.3.1)$$

$$i = (\overline{1, K}), \quad j = (\overline{1, n_i}).$$

Здесь  $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_k$  – параметры и характеристики искомых объектов;  $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_r$  – характеристики ИнБВ;  $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_{r_i}$  – параметры и характеристики рассматриваемых образцов целевого 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:

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

Таким образом, на значения переменных решаемой задачи накладываются условия:

$$y_{ij} \in \{0;1\}; \quad i = (\overline{1, K}), \quad j = (\overline{1, n_i}). \quad (4.3.2)$$

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

$$\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} c_{ij} y_{ij} \leq C_{\bar{b}.a}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} u_{ij} y_{ij} \leq U_{\bar{b}.a};$$

$$\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} m_{ij} y_{ij} \leq M_{\bar{b}.a}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} w_{ij} y_{ij} \leq W_{\bar{b}.c.э.}$$
(4.3.3)

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

$$\sum_{j=1}^{n_i} y_{ij} \leq 1, \quad i = (\overline{1, K}).$$
(4.3.4)

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

$$P_{\text{выяв}} = 1 - \prod_{i=1}^K \prod_{j=1}^{n_i} (1 - p_{ij})^{y_{ij}} \rightarrow \max_{y_{ij}}.$$
(4.3.5)

В отличие от задачи оптимальной компоновки приборных комплексов ЛА [4] в предлагаемой нелинейной математической модели (4.3.2)-(4.3.5) не заданы жесткие ограничения на число приборов в комплексе, использован вероятностный критерий оптимальности компоновки, и ниже на основе этой модели сформулирована двухкритериальная задача оптимизации.

Из формулы (4.3.5) следует, что вероятность  $P_{\text{выяв}}$  будет максимальной, если второе слагаемое будет принимать минимальное из возможных значений. Поэтому при решении сформированной задачи можно использовать вспомогательную целевую функцию вида:

$$Q = \prod_{i=1}^K \prod_{j=1}^{n_i} (1 - p_{ij})^{y_{ij}} \rightarrow \min_y,$$
(4.3.6)

которую с помощью логарифмирования можно представить в линейной форме как:

$$\bar{Q} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} \bar{q}_{ij} y_{ij} \rightarrow \min_{y_{ij}}, \quad (4.3.7)$$

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

В этом случае линейная однокритериальная задача оптимизации состава целевого оборудования ИнБВ формулируется следующим образом: «Найти значения переменных  $y_{ij}$ ,  $i = (\overline{1, K})$ ,  $j = (\overline{1, n_i})$ , доставляющих минимум критерию оптимальности (4.3.7) при выполнении ограничений (4.3.2)-(4.3.4)». Сформулированная задача может быть решена известными численными методами [51], либо с помощью эвристического метода, описанного в работе [57].

В настоящее время отсутствует единый подход к многокритериальной оптимизации состава электронной аппаратуры, к которой относятся бортовые ОЭС, РЛС и ЛЛС. В работе [58] приводятся различные виды критериев оптимизации, но отсутствуют методы формирования вариантов решения соответствующих задач.

Рассмотрим один из подходов к формированию эффективных (парето-оптимальных) вариантов состава комплекса целевого оборудования наблюдения и разведки, при котором обеспечивается достижение следующих целей:

- минимизация вероятности невыявления искомых объектов;
- минимизация суммарной массы установленного на борту вертолета целевого оборудования.

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

$$\bar{Q} = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} \bar{q}_{ij} y_{ij} \rightarrow \min_y; \quad (4.3.8)$$

$$M = \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} m_{ij} y_{ij} \rightarrow \min_y; \quad (4.3.9)$$

$$\sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} c_{ij} y_{ij} \leq C_{\bar{b}.a}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} u_{ij} y_{ij} \leq U_{\bar{b}.a}; \quad \sum_{i=1}^K \sum_{j=1}^{n_i} w_{ij} y_{ij} \leq W_{\bar{b}.c.э}, \quad (4.3.10)$$

$$y_{ij} \in \{0, 1\}, \quad i = (\overline{1, K}), \quad j = (\overline{1, n_i}), \quad (4.3.11)$$

$$\sum_{j=1}^{n_i} y_{ij} \leq 1, \quad i = (\overline{1, K}). \quad (4.3.12)$$

Отметим, что вместо критерия (4.3.9) могут быть использованы критерии минимальной стоимости, или объема, или суммарной потребляемой мощности, для формализации которых используются левые части соотношений (4.3.10). В зависимости от требований к формируемому бортовому комплексу могут быть использованы более двух критериев оптимальности.

При решении двухкритериальной задачи оптимизации (4.3.8)-(4.3.12) предлагается использовать метод, приведенный в Разд. 4.2.

Рассмотрим пример реализации представленных выше моделей оптимального комплексирования целевого оборудования наблюдения и разведки с исходными данными, отражающими характеристики его компонентов на 2004-2006 г.г. [56].

### Пример 4.2.

В этом примере будем использовать следующие исходные данные, приведенные в Табл. 4.3-4.6

Отметим, что значения вероятностей выявления объектов рассматриваемыми образцами вариантов целевого оборудования определялись экспертным путем, на основе краткого описания этих образцов.

*Таблица 4.3*

Данные по оптико-электронным системам видимого и ИК диапазонов

№	Наименование ОЭС, страна- изготовитель	Вероят- ность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм <sup>3</sup>	Энерго- потребле- ние, 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/M, 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

Таблица 4.4

Данные по оптико-электронным системам видимого диапазона

№	Наименование системы, страна-изготовитель	Вероятность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм <sup>3</sup>	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

Таблица 4.5

Данные по оптико-электронным системам инфракрасного диапазона

№	Наименование системы, страна-изготовитель	Вероятность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм <sup>3</sup>	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

Таблица 4.6

## Данные по радиолокационным системам

№	Наименование системы, страна-изготовитель	Вероятность выявления объекта	Масса, кг	Объем, дм <sup>3</sup>	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

Согласно таблицам 4.3-4.6 имеется четыре вида целевого оборудования ( $K = 4$ ), которые могут быть установлены на борт ИнБВ в соответствии с назначаемыми приоритетами каждого вида.

К рассматриваемым видам целевого оборудования относятся:

1) оптико-электронные системы (ОЭС), совмещающие подсистемы телевизионного (видимого) и инфракрасного диапазона (ТВИК) (Табл. 4.3);

2) ОЭС видимого диапазона (ТВ) (Табл. 4.4);

3) ОЭС инфракрасного диапазона (ИК) (Табл. 4.5);

4) радиолокационные системы (РЛС) бокового обзора. (Табл. 4.6).

Общее количество вариантов рассматриваемого целевого оборудования для разрабатываемого БВ составляет 31 образец.

Ориентировочная стоимость оборудования определяется в соответствии с подходом, использующим удельные показатели, приведенном в работе [56]. В качестве значения удельной стоимости массы целевого оборудования на рассматриваемый период времени принимается значение 17 600 долларов за килограмм.

При этом будем считать заданными значения следующих характеристик:

$$M_{б.а} = 90 \text{ кг}, C_{б.а} = 1,5 \text{ млн. долл.}, U_{б.а} = 140 \text{ дм}^3, W_{б.с.э} = 500 \text{ Вт}.$$

В результате решения однокритериальной задачи (4.3.7), (4.2)-(4.3.4) указанным выше эвристическим методом при установлении следующих четырех видов приоритетов для целевого оборудования ТВИК (1), ТВ (4), ИК (3), РЛС (2) получен оптимальный вектор состава целевого оборудования  $y^{\text{опт.}} = (y_1^{\text{опт.}}, y_2^{\text{опт.}}, y_3^{\text{опт.}}, y_4^{\text{опт.}})$ , у которого индексы подвекторов  $y_i^{\text{опт.}}, i = (\overline{1, 4})$  соответствуют установленным приоритетам. Последние имеют следующие значения:

$$y_1^{\text{опт.}} = (0,0,0,1,0,0,0,0,0,0), \quad y_2^{\text{опт.}} = (0,0,0,0,0,0,0,0,0), \\ y_3^{\text{опт.}} = (0,0,1,0,0,0,0,0,0), \quad y_4^{\text{опт.}} = (0,0,0,0,1,0,0,0,0).$$

Анализ состава вектора  $y^{\text{опт.}}$  показывает, что в состав формируемого комплекса целевого оборудования должны быть включены: четвертый образец ОЭС ТВИК, третий образец ОЭС ИК, пятый образец ОЭС ТВ. При этом в комплексе отсутствует РЛС.

Вероятность выявления объектов полученным оптимальным составом целевого оборудования, вычисленная по формуле (4.3.5), составляет  $P_{\text{ВЫЯВ}}^{\text{max}} = 0,9901$ . Суммарная стоимость выбранного состава оборудования – 1 082 400 долл.; суммар-

ная масса – 61,5 кг; суммарный объем – 125 дм<sup>3</sup>; суммарное энергопотребление – 400 Вт.

При приоритетах вида:

ТВИК (2), ТВ (4), ИК (3), РЛС (1)

получено, что в состав целевого оборудования включается только шестой образец РЛС. В этом случае вероятность выявления объектов составит 0,8. Это связано с большим энергопотреблением РЛС. Для реализации этого варианта необходимо либо увеличить возможности бортовой сети электропитания ИнБВ, либо изменить приоритеты видов оборудования, что может отразиться на эффективности решения ИнБВ целевой задачи.

Для приоритетов:

ТВИК (4), ТВ (2), ИК (1), РЛС (3)

оптимальный состав комплекса 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 дм<sup>3</sup>; суммарное энергопотребление – 450 Вт.

Если в качестве критерия оптимальности задачи рассмотреть минимизацию массы целевого оборудования, то для следующих вариантов его 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, включающее 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 дм<sup>3</sup>; суммарное энергопотребление – 252 Вт.

При решении двухкритериальной задачи (4.3.8)-(4.3.12) использовались исходные данные из Табл. 4.3-4.6 при следующих приоритетах применяемого оборудования:

ТВИК (1), ТВ (4), ИК (3), РЛС (2).

Метод конусов (ортантов) применялся для дискретного множества из 423 допустимых вариантов, удовлетворяющих условиям (4.3.10)-(4.3.12), сформированного методом полного перебора [56]. Фрагменты этого множества приведены в Табл. 4.7.

Парето-оптимальные варианты состава комплексов целевого оборудования в пространстве критериев  $P_{\text{ВЫЯВ}}$  и  $M$  приведены в Табл. 4.8, из которых в дальнейшем ЛПР должен выбирать наиболее предпочтительный вариант. Отметим, что полученные 11 вариантов 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.

Отметим, что вариант решения № 11 из табл. 4.8 совпадает с решением однокритериальной задачи при минимизации массы оборудования.

Таблица 4.7

№	ОЭС ТВИК	РЛС	ОЭС ИК	ОЭС ТВ	Общая масса, кг	Суммарная вероятность	Общий объем, дм <sup>3</sup>	Общее энергопотребл., В	Общая стоимость, долл.
1	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	Survey 2	40	0,99650560	125	280	704 000
2	L-3 Wescam	DCS MISAR	Camelia	Survey 4	34,4	0,99606880	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	0,99649000	114,3	280	711 040
.....									
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

Таблица 4.8

№	Номер оптимального образца целевого оборудования				$P_{\text{выяв}}$	$M$ , кг	$C$ , долл.	$U$ , дм <sup>3</sup>	$W$ , Вт
	ТВИК	РЛС	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

Двухкритериальная задача (4.3.8)-(4.3.12) также решалась известным методом линейной свертки критериев [53]. При этом множество парето-оптимальных решений содержало только два варианта состава комплексов целевого оборудования, которые соответствовали вариантам № 1 и № 7 из Табл. 4.8. Это говорит о том, что метод линейной свертки некорректно применять для решения данной дискретной задачи из-за небольшого числа получаемых альтернатив.

Из сопоставления вероятностей выявления объектов конкретными образцами оборудования, приведенных в Табл. 4.3-4.6, и вероятностей их выявления сформированными комплексами целевого оборудования следует, что предлагаемый подход позволяет путем комплексирования резко повысить вероятность выявления наземных (надводных) объектов информационными БВ.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Бортовые комплексы общего и целевого оборудования являются важнейшими компонентами беспилотной авиационной техники, обеспечивающие успешное решение ее образцами поставленных перед ними военных и гражданских задач. На их особую роль указывает тот факт, что по оценкам отечественных и зарубежных специалистов стоимость применяемых бортовых комплексов составляет порядка 30-40% стоимости существующих беспилотных ЛА. На наш взгляд, это связано не только с высокой стоимостью бортовой аппаратуры, систем и комплексов, в которых в настоящее время широко используются современные достижения микроэлектроники, вычислительной техники, микромеханики и мехатроники, но и их мелкосерийным производством из-за малых партий БЛА различного назначения, заказываемых военными и гражданскими организациями.

Другой причиной является отсутствие четких методических рекомендаций по выбору состава комплексов бортового оборудования таких БЛА.

Разработка таких рекомендаций для основных видов и типов БЛА, в том числе и для БВ, является, по нашему мнению, главной задачей ученых и специалистов по авиационному приборостроению и целевому оборудованию ЛА.

В связи с тем, что разработчики бортовой аппаратуры, систем и комплексов создают образцы наиболее универсального применения для обеспечения максимума их продаж, необходимо разрабатывать диалоговые (интерактивные) методики формирования на их основе оптимальных бортовых комплексов, позволяющих наиболее эффективным образом решать задачи, поставленные перед разрабатываемыми (модифицируемыми) образцами БЛА (БВ).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Моисеев В.С.* Беспилотные вертолеты. Современное состояние и перспективы развития. – Казань: Редакционно-издательский центр (РИЦ) «Школа», 2019. 596 с. (Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»).
2. Основы 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.
3. Энциклопедия «Авиация». Под ред. Г.П. Свищева. М.: Изд-во «Большая Российская энциклопедия», 1994. 739 с.
4. *Агеев В.М., Павлова Н.В.* Приборные комплексы летательных аппаратов и их проектирование. М.: Машиностроение, 1990. 432 с.
5. *Моисеев В.С.* Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами. Казань: Республиканский центр мониторинга качества образования (РЦ МКО), 2013. 768 с.
6. *Лоскутов А.А., Сенюшкин Н.С., Парамонов В.В.* Системы автоматического управления БПЛА // Молодой ученый, 2011, №9. С. 56-58.
7. *Агеев А.М., Попов А.С.* Требования к надежности бортовых комплексов управления беспилотных летательных аппаратов различного класса // Воздушно-космические силы. Теория и практика, №7, сентябрь 2018. С. 95-101.
8. *Брайткрайц С.Г., Ильин Е.М., Полубехин А.И., Прищеп Д.В., Юрин А.Д., Хомяков К.А.* Проблемы и пути создания радиолокационных систем для беспилотных летательных аппаратов тактического и оперативного назначения // Известия ТулГУ, Технические науки, 2018, Вып. 11. С. 304-313.

9. Системы электроснабжения летательных аппаратов. Под ред. С.П. Халютина. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2010. 438 с.

10. *Тузов В.П.* Электротехнические устройства летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1987. 152 с.

11. Справочник авиационного инженера. Под ред. В.Г. Александрова. М.: Транспорт, 1973. 400 с.

12. *Моисеев В.С.* Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов. Казань: РИЦ «Школа», 2020. 285 с. (Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»).

13. *Моисеев В.С.* Групповое применение беспилотных летательных аппаратов. Казань: РИЦ «Школа», 2017. 572 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

14. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий. Под ред. М.Н. Красильникова и Т.Г. Серебрякова. М.: Физматлит, 2005. 280 с.

15. *Бережной В., Левицкий Н., Шулунов А.* Государственное опознавание в военное и мирное время // Национальная оборона, №12, 2010.

16. *Буренок В.М., Москаленко В.И., Соломенин Е.А.* Направления развития системы опознавания // Вооружение и экономика, №1(17), 2012.

17. Авиационные ответчики и запросчики для различных классов БЛА. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://www.shimko.rostehn.ru>.

18. *Титков О.* Как защищаются от «дружественного огня»? [Электронный ресурс]. Код доступа: <https://www.porpmech.ru>.

19. *Борзов Г.Е., Козар В.С., Моисеев В.С.* Применение беспилотных разведывательно-корректировочных вертолетов в

разведывательно-огневых комплексах артиллерии тактического звена: монография. Казань: Изд-во КВВКУ (военный институт), 2009. 148 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

20. *Козар А.Н., Моисеев В.С.* Информационные технологии оптимального применения управляемых артиллерийских снарядов. Казань: РИЦ «Школа», 2012, 348 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

21. *Бережной В.Ю., Леликов М.А., Прозоров В.А.* Система нечеткого управления беспилотного вертолета // Научный вестник МГТУ ГА, 2009, №138. С. 173-177.

22. *Ефаков В.Н., Тузбеков Р.М.* Принципы формирования оптимального облика бортового оборудования перспективного вертолета // Вестник УГАТУ, 2014, т. 18, №2(63). С. 103-112.

23. *Солдаткин В.В.* Системы воздушных сигналов вертолета. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2012. 276 с.

24. *Акимов А.И.* Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. М.: Машиностроение, 1988. 144 с.

25. *Алексеев Н.В., Вожаев Е.С., Кравцов В.Г. и др.* Системы измерения воздушных сигналов нового поколения // Аэрокосмическое приборостроение, 2003, №8. С. 31-36.

26. Инерциальная навигационная система для БПЛА. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://aviation21.ru>.

27. *Кузнецов А.Г., Портнов Б.И., Измайлов Е.А.* Современные бесплатформенные инерциальные навигационные системы двух классов точности. М.: Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами, 2014, №8. С.24-32.

28. *Володко А.М.* Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М.: Транспорт 1988. 342 с.

29. *Лалетин К.Н., Артамонов Л.Т.* Практическая аэродинамика вертолета Ми-6А. М.: Транспорт, 1980. 166 с.

30. *Сабиров М.И., Виноградов С.С., Зиннуров Н.Р.* Разработка универсальной беспилотной авиационной платформы вертикального взлета-посадки мультироторного типа повышенной грузоподъемности // Аналитическая механика, устойчивость и управление. Труды XI Международной Четаевской конференции. Т. 3. Секция 3. Управление. Часть III Казань, 2017. С. 20-28.

31. Системы оборудования летательных аппаратов. Под ред. А.М. Матвиенко. М.: Машиностроение, 2005. 558 с.

32. *Волков В.Г.* Вертолетные оптико-электронные системы наблюдения и разведки. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://www.bnti.ru>.

33. *Быстров Р.П., Гвоздев А.Е., Немцов А.В., Потапов А.А., Шеремет И.Б.* Современное состояние и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов ведущих стран мира. М.: 3 ЦНИИ МО РФ, 2016. 399 с.

34. *Миллер Б.М., Рубинович Е.Я.* Проблемы комплексирования оптико-электронных систем с навигационными системами беспилотных летательных аппаратов // Материалы XII Всероссийского совещания по проблемам управления (ВСПУ-2014). [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://vsru2014.ipu.ru>.

35. *Бельский А.* Оптико-электронные и лазерные системы в современных и перспективных комплексах бортового оборудования вертолетов // Фотоника, 2012, №6(36). С. 26-31.

36. Разведывательная аппаратура беспилотных летательных аппаратов. ВИНТИ РАН. Серия «Технические средства

разведывательных служб зарубежных государств», 2006, №6. С. 18-21.

37. *Вершинин В.И.* Обзор беспилотных летательных аппаратов мира (БПЛА). ВИНТИ РАН. 2010, июнь/июль, 34, №3. С. 1-3.

38. *Анцев Г.В., Сарычев В.А., Следников К.Н., Тупиков В.А., Турнецкий Л.С.* Авиационный комплекс территориального информационного мониторинга // Качество и ИПИ (CALS)-технологии, 2005, №3. С. 7-9.

39. *Бикенин Р.Р., Андрюков А.А.* К вопросу о применении беспилотных летательных аппаратов в качестве ретрансляторов в системах обмена информацией // Информация и космос, 2017, №2. С. 30-34.

40. *Скляр Б.* Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. М.: «Вильямс», 2003. 1104 с.

41. *Таранцев А.А., Чикитов Ю.И.* Модель применения беспилотных летательных аппаратов в целях тушения крупных лесных пожаров в зоне применения наземных сил и средств // Вестник Санкт-Петербургского университета ГПС МЧС, 2016, №2. С. 21-27.

42. *Горбунов А.А., Галимов А.Ф.* Влияние метеорологических факторов на применение и безопасность полета беспилотных летательных аппаратов с бортовым ретранслятором радиосигнала // Вестник Санкт-Петербургского университета ГПС МЧС России, 2016, №2. С. 7-15.

43. *Никольский Б.А.* Основы теории систем и комплексов радиоэлектронной борьбы. Самара: Электронное издание. 2012. 174 с.

44. *Викулов О.В., Добыкин В.Д., Дрогалин В.В. и др.* Современное состояние и перспективы развития авиационных

средств радиоэлектронной борьбы // Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. 1998, №12. С. 3-16.

45. *Рябов К.* Бортовой комплекс обороны летательных аппаратов «Президент-С» // Военное обозрение. Авиация, 2015, №22.

46. *Моисеев В.С., Моисеев Г.В.* Основы создания и применения имитационных беспилотных авиационных комплексов. Казань: РЦ МКО, 2013. 208 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

47. *Моисеев В.С., Салеев А.Б.* Основные направления разработки беспилотных авиационных комплексов на базе выведенных за штат пилотируемых образцов авиационной техники // Авиакосмические технологии и оборудование (АКТО-2006). Материалы международной научно-технической конференции. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. С. 60-62.

48. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. Под ред. И.С. Голубева и И.К. Туркина. М.: Изд-во МАИ, 2008. 656 с.

49. *Антипов В.Н., Горяинов В.Т., Кулин А.Н. и др.* Радиолокационные станции с цифровым синтезированием апертуры антенны. М.: Радио и связь, 1988. 304 с.

50. *Краснов А., Путилин А.* БЛА: от разведки к боевым действиям // Зарубежное военное обозрение, 2004, №5. С. 42-49.

51. *Сигал И.Х., Иванова А.П.* Введение в прикладное дискретное программирование: модели и вычислительные алгоритмы. М.: Физматлит, 2002. 240 с.

52. *Моисеев В.С., Альмухаметова, А.Ф., Гущина Д.С., Мейко А.В.* Об одном методе формирования эффективных управленческих и проектных решений на дискретном множестве

альтернатив // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. №1. 2008. С. 67-69.

53. *Подиновский В.В., Ногин В.Д.* Парето-оптимальные решения многокритериальных задач. М.: Наука, 1982. 255 с.

54. *Ногин В.Д.* Принятие решений в многокритериальной среде. М.: Физматлит, 2004. 176 с.

55. *Гущина Д.С., Моисеев В.С.* Многокритериальный подход при оценке эффективности беспилотных авиационных комплексов // Авиакосмические технологии и оборудование (АКТО-2006): Материалы межд. науч.-практ. конф. Казань: 2006. С. 59-60.

56. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Моисеев Г.В.* Основы теории создания и применения информационных беспилотных авиационных комплексов. Казань: Изд-во Минобрнауки РТ, 2010. 196 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

57. *Моисеев В.С., Гущина Д.С., Салеев А.Б.* Оптимизация состава бортового комплекса мониторинга подстилающей поверхности // Изв. вузов. Авиационная техника, №4, 2003. С. 61-65.

58. *Ермолаев Ю.П., Саттаров И.К.* Многокритериальная оптимизация технических решений электронной аппаратуры. Казань: Изд-во КГТУ им. А.Н. Туполева, 2003. 152 с.

59. *Рогачевский А.М., Виноградов Ю.Н.* Принципы разработки и модернизации комплексов бортового оборудования (КБО) перспективных летательных аппаратов // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики, 2002, №6. С. 144-148.

60. *Бочаров А.С., Царев П.В., Шурупов В.В.* Особенности построения электроэнергетических комплексов беспилотных

летательных аппаратов большой продолжительности полета // Сб. науч. ст. по материалам IV Всероссийской науч.-практ. конф. «Академические Жуковские чтения». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017. С. 39-46.

61. *Есаулов С.Ю., Баков О.П., Дмитриев И.С.* Вертолет как объект управления. М.: Машиностроение, 1977. 192 с.

62. *Романенко Л.Г.* Проектирование систем управления полетом летательных аппаратов. Казань: Магариф, 2004. 180 с.

63. *Федоров Б.Ф.* Лазерные приборы и системы летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 272 с.

64. *Бельский А., Жосан Н., Гребенщиков В. И др.* Лазерные локационные системы для повышения безопасности полетов вертолетов // Фотоника, №5(41), 2013. С. 66-75.

65. *Виноградов А.Н., Егоров В.В., Калинин и др.* Бортовой лазерный локатор ближнего инфракрасного диапазона. М.: Препринт Пр-2192, ИКИ РАН, 2019. 13 с.

66. *Медведев Е.М.* Лазерный сканер – не роскошь, а средство дистанционного зондирования // Геопрофи, №4, 2003. С. 16-18.

67. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 616 с.

68. *Моисеев В.С.* Динамика полета и управление беспилотными летательными аппаратами. Казань: РИЦ «Школа», 2017. 416 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

## **ПРИЛОЖЕНИЕ 1**

Исследование устойчивости  
программного движения центра масс  
беспилотного вертолета

Исследования устойчивости и управляемости вертолетов является одной из важнейших задач динамики их полетов [24, 28, 61, 68 и др.].

Одной из первых классических работ, посвященных устойчивости БЛА самолетных и ракетных схем явилась работа [67]. Отметим, что в настоящее время имеется значительное число работ, посвященных устойчивости динамических систем, описываемых обыкновенными дифференциальными уравнениями.

При этом работы связанные с устойчивостью изделий беспилотной вертолетной техники практически отсутствуют в отечественной и зарубежной литературе.

Рассмотрим оценку устойчивости управляемого программного движения центра масс (ЦМ) БВ, в таком основном режиме его эксплуатации, как горизонтальный установившийся полет. Эту оценку будем проводить на основе дифференциальных уравнений возмущенного движения ЦМ БВ, которые описываются выражениями (2.3.27).

По аналогии с работой [67] будем считать, что рассматриваемое движение БВ является *устойчивым*, если с ростом времени полета  $t \in [t_0, t_k]$  приращения параметров  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta \Psi(t)$ ,  $\Delta y(t)$  стремятся к нулю. Физически это означает, что БВ монотонным или колебательным образом самостоятельно возвращается на программную (опорную) траекторию полета.

При незатухающих, но и невозрастающих колебаниях значений  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta \Psi(t)$ ,  $\Delta y(t)$ ,  $t \in [t_0, t_k]$  считается, что вертолет является *нейтральным* объектом. Если указанные параметры БВ неограниченно возрастают с ростом  $t \in [t_0, t_k]$ , то его программное движение является *неустойчивым*.

Укажем условия, которые определяют вид программного движения ЦМ БВ. Для этого представим систему уравнений (2.3.27) в следующей векторно-матричной форме [61]:

$$\dot{w} = Aw + Bu, \quad (\text{П.1.1})$$

где  $w = (\Delta V, \Delta \theta, \Delta \Psi, \Delta y)^T$  – вектор-столбец состояния возмущенного движения БВ;  $u = (\Delta T_{\text{нв}}, \Delta \chi, \Delta T_{\text{рв}})^T$  – вектор-столбец управляющих (стабилизирующих) воздействий;  $A$  и  $B$  – матрицы вида:

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} b_{11} & b_{12} & 0 \\ b_{21} & b_{22} & 0 \\ 0 & 0 & b_{33} \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (\text{П.1.2})$$

Решение матричного уравнения (П.1.1) при  $u \equiv 0$ , которое записывается как:

$$\dot{w} = Aw \quad (\text{П.1.3})$$

определяет собственное (свободное) возмущенное движение ЦМ БВ при фиксированном программном управлении  $T_{\text{нв}}^{(\text{пр})}(t)$ ,  $\chi^{(\text{пр})}(t)$ ,  $T_{\text{рв}}^{(\text{пр})}(t)$ ,  $t \in [t_0, t_k]$ .

Указанный вид возмущенного движения отражает устойчивость БВ. Для определения характера программного движения БВ определяются корни характеристического уравнения системы (П.1.3), которое в матричной форме записывается как:

$$\det(E\lambda - A) = 0. \quad (\text{П.1.4})$$

Здесь  $E$  – единичная матрица;  $\lambda = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4)$  – вектор характеристических чисел системы;  $A$  – матрица коэффициентов, определяемых первым и выражений (П.1.2).

Конкретизируя уравнение (П.1.4), имеем:

$$\begin{vmatrix} \lambda - a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & \lambda - a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & \lambda - a_{33} & a_{34} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & \lambda - a_{54} \end{vmatrix} = 0. \quad (\text{П.1.5})$$

Вычисляя данный определитель, получаем линейное алгебраическое уравнение 4-го порядка, которое в общем случае имеет вещественные и комплексно-сопряженные корни  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ .

Если считать первый вид корней комплексными числами с нулевыми мнимыми частями, то в зависимости от их значений и знаков можно сделать следующие заключения [67] об устойчивости программного движения БВ:

- если все вещественные значения корней  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$  являются *отрицательными*, то БВ является *устойчивым* объектом;
- при наличии *нулевых корней* вертолет считается *нейтральным*;
- если имеется хотя бы *одно положительное значение* вещественных частей *корней* характеристического уравнения, то БВ является *неустойчивым* объектом даже при наличии других нулевых корней.

С учетом того, что для рассматриваемого режима полета БВ имеем следующие нулевые значения коэффициентов  $a_{ij}$  (см. выражения (2.3.28)):

$$\begin{aligned} a_{14} = 0; \quad a_{22} = 0; \quad a_{24} = 0; \quad a_{32} = 0; \\ a_{34} = 0; \quad a_{51} = 0; \quad a_{53} = 0; \quad a_{54} = 0, \end{aligned} \quad (\text{П.1.6})$$

определитель (П.1.5) примет следующий вид:

$$\begin{vmatrix} \lambda - a_{11} & a_{12} & a_{13} & 0 \\ a_{21} & \lambda & a_{23} & 0 \\ a_{31} & 0 & \lambda - a_{33} & 0 \\ 0 & a_{52} & 0 & \lambda \end{vmatrix} = 0.$$

Вычисляя этот определитель по известным правилам, имеем:

$$\lambda(\lambda - a_{33})[\lambda(\lambda - a_{11}) - a_{12}a_{21}] + a_{31}\lambda[a_{12}a_{23} - a_{31}(\lambda - a_{33})] = 0.$$

Раскрывая скобки и приводя подобные члены, получаем следующее алгебраическое уравнение 4-го порядка:

$$\lambda(\lambda^3 + A\lambda^2 + B\lambda + C) = 0, \quad (\text{П.1.7})$$

где:

$$\begin{aligned} A &= a_{11} + a_{33}; \\ B &= -a_{12}a_{21} + a_{11}a_{33} - a_{13}a_{31}; \\ C &= a_{12}a_{21}a_{33} + a_{12}a_{31}a_{23}. \end{aligned} \quad (\text{П.1.8})$$

Из вида уравнения (П.1.7) следует, что один из его корней  $\lambda_1 = 0$ . Отсюда можно сделать предварительное заключение о нейтральности программного движения ЦМ БВ. Окончательное заключение об устойчивости такого движения делается после определения корней  $\lambda_2$ ,  $\lambda_3$  и  $\lambda_4$  кубического уравнения:

$$\lambda^3 + A\lambda^2 + B\lambda + C = 0. \quad (\text{П.1.9})$$

В общем случае эти корни вычисляются с использованием известных численных методов решения алгебраических уравнений  $n$ -го порядка.

### Пример П.1.

Проведем анализ устойчивости программного движения гипотетического БВ в режиме горизонтального полета в вертикальной плоскости при  $\theta = 0$  град,  $\Psi = 0$  град на высоте  $h = 100$  м. с постоянной крейсерской скоростью  $V_{кр} = 72,2$  м/с., имеющего следующие параметры и характеристики [68]:

$$\begin{aligned}
m &= 1962 \text{ кг}; & F_{\text{НВ}} &= 78,5 \text{ м}^2; & L_{\text{рв}} &= 6,0 \text{ м}; \\
\bar{C}_x &= 0,03185; & c_{y \text{ кр}} &= 1,1; & S_{\text{кр}} &= 1,2 \text{ м}^2; \\
c_{y \text{ к}} &= 0,8; & S_{\text{к}} &= 0,6 \text{ м}^2; & M_{\text{р}} &= 5600 \text{ Нм}.
\end{aligned}
\tag{П.1.10}$$

Косвенное программное управление вертолетом, реализующее рассматриваемый режим его полета, имеет вид [68]:

$$\begin{aligned}
T_{\text{НВ}}^{(\text{пр})}(t) &= 20830 \text{ Н}; \\
\chi^{(\text{пр})}(t) &= 67,468 \text{ град}; \\
T_{\text{рв}}^{(\text{пр})}(t) &= 933,375 \text{ Н}.
\end{aligned}
\tag{П.1.11}$$

Используя приведенные выше исходные данные с помощью выражений (2.3.28) определим следующие ненулевые значения коэффициентов  $a_{ij}$ :

$$\begin{aligned}
a_{11} &= -0,112; & a_{12} &= -9,807; & a_{13} &= 1,581; \\
a_{21} &= 4,078 \cdot 10^{-4}; & a_{23} &= -2,946 \cdot 10^{-6}; \\
a_{31} &= 8,901 \cdot 10^{-4}; & a_{33} &= -6,427 \cdot 10^{-6}; \\
a_{52} &= 72,2.
\end{aligned}
\tag{П.1.12}$$

Подставляя эти значения в формулы (П.1.8), имеем:

$$A = -0,112; \quad B = 2,593 \cdot 10^{-3}; \quad C = 5,141 \cdot 10^{-8}.$$

Решая численно при этих значениях коэффициентов уравнение (П.1.9), получим следующие корни:

$$\lambda_2 = -1,981 \cdot 10^{-5}; \quad \lambda_3 = 0,033; \quad \lambda_4 = 0,078.$$

Наличие двух положительных вещественных корней характеристического уравнения (П.1.7) указывает на неустойчивость программного движения ЦМ данного БВ с характеристиками вида (П.1.10) и (П.1.11) в рассматриваемом режиме полета.

Проиллюстрируем этот факт численным моделированием свободного движения рассматриваемого БВ.

Система уравнений (П.1.3) с учетом значений (П.1.6) и (П.1.12) элементов матрицы  $A$  конкретизируется как:

$$\begin{aligned}\Delta \dot{V} &= -0,112\Delta V - 9,807\Delta\theta + 1,581\Delta y; \\ \Delta \dot{\theta} &= 4,078 \cdot 10^{-4} \Delta V - 2,946 \cdot 10^{-6} \Delta y; \\ \Delta \dot{\Psi} &= 8,901 \cdot 10^{-4} \Delta V - 6,427 \cdot 10^{-6} \Delta y; \\ \Delta \dot{y} &= 72,2\Delta\theta.\end{aligned}\tag{П.1.13}$$

При исследовании устойчивости рассматриваемого программного движения БВ будем считать, что в момент времени  $t = 0$  с. на вертолет воздействовал порыв попутного ветра, который увеличил его скорость на 3 м/с.

Заметим, что на важность учета атмосферных воздействий (возмущений) на устойчивость движения БЛА было указано в классической работе [67].

В рассматриваемом случае начальные условия для системы уравнений (П.1.13) будут иметь вид:

$$\begin{aligned}\Delta V(0) &= 3\text{м/с}; \quad \Delta\theta(0) = 0\text{град}; \\ \Delta\Psi(0) &= 0\text{град}; \quad \Delta y(0) = 0\text{м}.\end{aligned}\tag{П.1.14}$$

Результаты численного решения этой системы методом Рунге-Кутта с указанными начальными условиями для первых 15 с. свободного возмущенного полета БВ приведены в Табл. П.1.1, на Рис. П.1.1 и Рис. П.1.2.

*Таблица П.1.1.*

$t, \text{с}$	$\Delta V, \text{м/с}$	$\Delta\theta, \text{град.}$	$\Delta\Psi, \text{град.}$	$\Delta y, \text{м}$
0	3	0	0	0
3	2,640	0,187	0,409	0,363
6	5,303	0,440	0,961	1,491
9	14,367	1,075	2,346	4,158
12	38,508	2,791	6,092	10,941
15	101,660	7,344	16,030	28,728

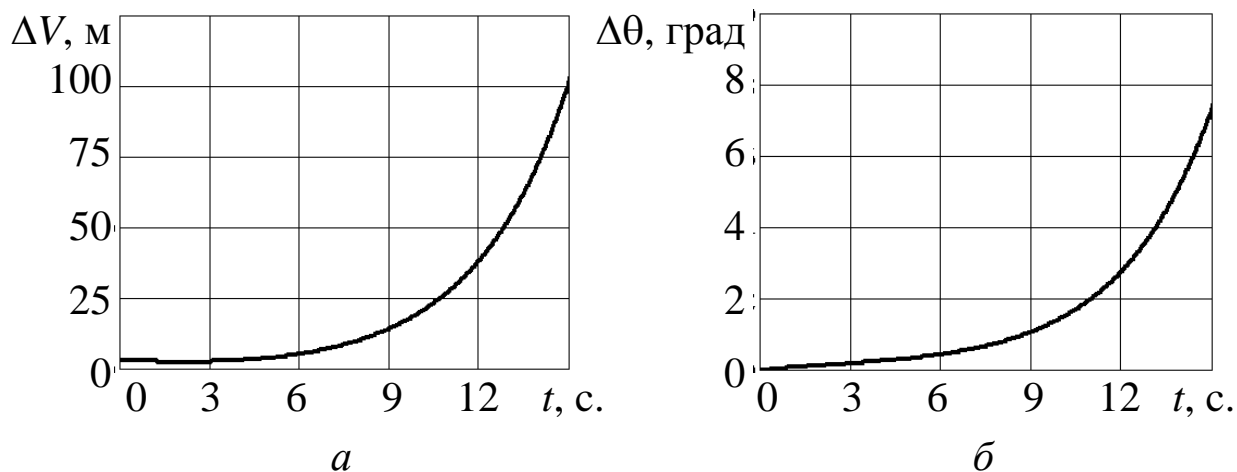


Рис. П.1.1

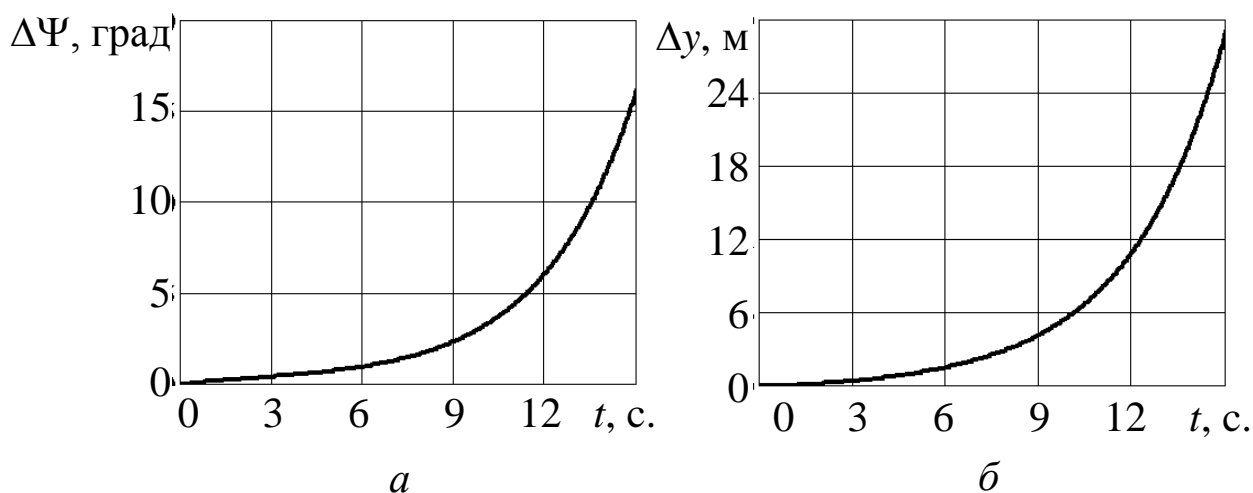


Рис. П.1.2

Из проведенного вычислительного эксперимента следует, что значения всех параметров свободного полета БВ резко возрастают, начиная с седьмой-десятой секунды. При решении задачи (П.1.13), (П.1.14) на интервале времени  $[0; 60]$  с. получаем, что при  $t = 60$  с. эти параметры приобретают значения порядка  $10^7$  и  $10^8$ .

Рассмотренный частный случай иллюстрирует неустойчивость программного движения БВ. Проведенные вычислительные эксперименты с отдельными ненулевыми значениями углов  $\Delta\theta(0)$ ,  $\Delta\Psi(0)$  и высоты  $\Delta y(0)$  полета подтверждают ЭТОТ ВЫВОД.

## **ПРИЛОЖЕНИЕ 2**

Пример цифровой стабилизации  
программного движения центра масс  
беспилотного вертолета  
в горизонтальном установившемся полете

Под *цифровой стабилизацией* программного движения центра масс БВ будем понимать выработку управляющих воздействий  $\Delta T_{\text{нв}}(t)$ ,  $\Delta \chi(t)$  и  $\Delta T_{\text{рв}}(t)$ , обеспечивающих его устойчивую реализацию с широким использованием логических и вычислительных операций, выполняемых в бортовом вычислительном комплексе вертолета.

Рассмотрим применение описанного в Разд. 2.3 метода для такой стабилизации неустойчивого программного горизонтального установившегося полета БВ с параметрами и характеристиками, приведенными в Примере П.1.

Для анализа процесса стабилизации программного полета БВ будем использовать уравнения управляемого возмущенного движения его центра масс вида (2.3.27).

Вычислим предварительно коэффициенты  $b_{ij}$  с помощью выражений (2.3.28) и значений (П.1.11) исходных данных Примера П.1:

$$\begin{aligned} b_{11} &= 1,952 \cdot 10^{-4}; & b_{12} &= -9,808; \\ b_{21} &= 6,521 \cdot 10^{-6}; & b_{22} &= 0,056; \\ b_{33} &= 4,236 \cdot 10^{-5}. \end{aligned} \quad (\text{П.2.1})$$

В рассматриваемом случае указанная выше модель управляемого возмущенного движения БВ с учетом значений (П.1.12) и (П.2.1) конкретизируется следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{V} &= -0,112 \Delta V - 9,807 \Delta \theta + 1,581 \Delta y + \\ &\quad + 1,952 \cdot 10^{-4} \Delta T_{\text{нв}} - 9,808 \Delta \chi; \\ \Delta \dot{\theta} &= 4,078 \cdot 10^{-4} \Delta V - 2,946 \cdot 10^{-6} \Delta y + \\ &\quad + 6,521 \cdot 10^{-6} \Delta T_{\text{нв}} + 0,056 \Delta \chi; \\ \Delta \dot{\Psi} &= 8,901 \cdot 10^{-4} \Delta V - 6,427 \cdot 10^{-6} \Delta y + \\ &\quad + 4,236 \cdot 10^{-5} \Delta T_{\text{рв}}; \\ \Delta \dot{y} &= 72,2 \Delta \theta. \end{aligned} \quad (\text{П.2.2})$$

Рассмотрим процесс стабилизации атмосферного возмущения скорости БВ, рассмотренный в Примере П.1.

Последствия этого процесса будем оценивать на интервале времени  $[0; 15]$  с. с использованием модели возмущенного движения БВ вида (П.2.2). Начальные условия для ее применения будут иметь вид:

$$\begin{aligned} \Delta V(0) &= 3 \text{ м/с.}; & \Delta \theta(0) &= 0 \text{ град}; \\ \Delta \Psi(0) &= 0 \text{ град}; & \Delta y(0) &= 0 \text{ м.} \end{aligned} \quad (\text{П.2.3})$$

Примем, что границы допустимых отклонений параметров  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta \Psi(t)$ ,  $\Delta y(t)$  имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 = \varepsilon_V &= 3 \text{ м/с.}; & \varepsilon_2 = \varepsilon_\theta &= 0,5 \text{ град}; \\ \varepsilon_3 = \varepsilon_\Psi &= 1 \text{ град}; & \varepsilon_5 = \varepsilon_y &= 4 \text{ м.} \end{aligned} \quad (\text{П.2.4})$$

При этом, затраты времени на ликвидацию недопустимых отклонений указанных параметров предполагаются равными:

$$\begin{aligned} \tau_1 = \tau_V &= 2 \text{ с.}; & \tau_2 = \tau_\theta &= 4 \text{ с.}; \\ \tau_3 = \tau_\Psi &= 5 \text{ с.}; & \tau_5 = \tau_y &= 6 \text{ с.} \end{aligned} \quad (\text{П.2.5})$$

Будем считать, что измерительная система комплекса управления полетом БВ проводит регистрацию текущих фактических значений  $V_\phi$ ,  $\theta_\phi$ ,  $\Psi_\phi$ ,  $y_\phi$  (см. выражение (2.3.36)) с периодичностью  $\Delta t = 3$  с. Эти значения используются для вычисления в ЭВМ комплекса управления БВ с помощью выражений (2.3.36) отклонений  $\Delta V(t)$ ,  $\Delta \theta(t)$ ,  $\Delta \Psi(t)$ ,  $\Delta y(t)$  и формирования параметров (2.3.35) в зависимости от выполнения условий (2.3.7) и (2.3.8).

Разобьем рассматриваемый интервал времени на следующие участки:

$$[0; 3] \text{ с.}; \quad [3; 6] \text{ с.}; \quad [6; 12] \text{ с.}; \quad [12; 15] \text{ с.}$$

На каждом из этих участков в зависимости от нарушения или выполнения неравенств (2.3.7), (2.3.8) проводится или не проводится стабилизация параметров полета БВ.

Будем считать, что на первом участке  $[0; 3]$  с. полета вертолет осуществляет свободное возмущенное движение, которое моделируется системой уравнений (П.1.13) с начальными условиями (П.1.4). Тогда при первом измерении параметров ( $s = 1$ ), в момент времени  $t_{\text{КОНТ}}^{(1)} = 3$  с. из Табл. П.1.1 получаем следующие значения отклонений контролируемых параметров:

$$\Delta V(3) = 2,6400 \text{ м/с}; \quad \Delta \theta(3) = 0,18727 \text{ град};$$

$$\Delta \Psi(3) = 0,40875 \text{ град}; \quad \Delta y(3) = 1,007 \text{ м}.$$

Из выражений (П.2.4) следует, что все указанные выше условия (неравенства) выполняются, и стабилизация параметров полета БВ не требуется.

При втором измерении ( $s = 2$ ) в момент времени  $t_{\text{КОНТ}}^{(2)} = 6$  с. из Табл. П.1.1 при  $t = 6$  с. получаем следующие значения:

$$\Delta V(6) = 5,30334 \text{ м/с}; \quad \Delta \theta(6) = 0,44015 \text{ град};$$

$$\Delta \Psi(6) = 0,96073 \text{ град}; \quad \Delta y(6) = 1,49135 \text{ м}. \quad (\text{П.2.6})$$

Из выражений (П.2.4) следует, что в момент времени  $t_{\text{КОНТ}}^{(2)} = 6$  с. не выполняется только первое из неравенств (2.3.7). В этом случае выражения (2.3.35) конкретизируются как:

$$\alpha_1(6) = 1; \quad \alpha_2(6) = 0; \quad \alpha_3(6) = 0; \quad \alpha_4(6) = 0. \quad (\text{П.2.7})$$

Для этих значений параметров  $\alpha_i$  введем обозначения  $\Delta V_{\text{от}}(6)$ ,  $\Delta \theta_{\text{доп}}(6)$ ,  $\Delta \Psi_{\text{доп}}(6)$ ,  $\Delta y_{\text{доп}}(6)$ .

Отметим, что конкретные числовые значения этих отклонений задаются выражениями (П.2.6).

Для применения формул (2.3.38) будем использовать при  $t \geq 6$  с. следующие «желаемые» переходные функции и их производные:

$$\begin{aligned}
\Delta V_{\text{от}}(t) &= \Delta V_{\text{от}}(6) \left( \frac{\Delta V_{\text{от}}(6)}{\varepsilon_1} \right)^{\frac{t-6}{\tau_1}}; \\
\Delta \theta_{\text{доп}}(t) &= \Delta \theta_{\text{доп}}(6) e^{-k_2(t-6)}; \\
\Delta \Psi_{\text{доп}}(t) &= \Delta \Psi_{\text{доп}}(6) e^{-k_3(t-6)}; \\
\Delta y_{\text{доп}}(t) &= \Delta y_{\text{доп}}(6) e^{-k_4(t-6)}; \\
\Delta \dot{V}_{\text{от}}(t) &= -\frac{\Delta V_{\text{от}}(6)}{\tau_1} \left( \frac{\Delta V_{\text{от}}(6)}{\varepsilon_1} \right)^{\frac{t-6}{\tau_1}} \ln \left( \frac{\Delta V_{\text{от}}(6)}{\varepsilon_1} \right); \\
\Delta \dot{\theta}_{\text{доп}}(t) &= -k_2 \Delta \theta_{\text{доп}}(6) e^{-k_2(t-6)}; \\
\Delta \dot{\Psi}_{\text{доп}}(t) &= -k_3 \Delta \Psi_{\text{доп}}(6) e^{-k_3(t-6)}.
\end{aligned} \tag{П.2.8}$$

При формировании этих выражений использованы результаты вида (2.3.14), (2.3.15), (2.3.20) решения вспомогательной задачи из Разд. 2.3. При этом значения коэффициентов  $k_i$  определяются по формуле (2.3.24), где приближенные значения производных  $\Delta \dot{\theta}_{\text{пр}}(6)$ ,  $\Delta \dot{\Psi}_{\text{пр}}(6)$  вычисляются из выражения (2.3.26) при значениях

$$\begin{aligned}
\Delta \theta_{\text{доп}}(6) &= 0,00387 \text{ рад}; & \Delta \theta_{\text{доп}}(3) &= 0,00768 \text{ рад}; \\
\Delta \Psi_{\text{доп}}(6) &= 0,1291 \text{ рад}; & \Delta \Psi_{\text{доп}}(3) &= 0,01676 \text{ рад}; \\
\Delta y_{\text{доп}}(6) &= 2,6012 \text{ м}; & \Delta y_{\text{доп}}(3) &= 1,4914 \text{ м}.
\end{aligned}$$

Используя приведенные значения, получаем, что:

$$k_2 = 0,315191; \quad k_3 = 0,14126; \quad k_4 = 0,108235.$$

Результаты расчетов по формулам (2.3.38), (2.3.31), (2.3.32) и интегрирования системы уравнений (П.2.22) на интервале времени [6; 15] с начальными условиями

$$\begin{aligned}
\Delta V(6) &= 5,303 \text{ м/с}; & \Delta \theta(6) &= 0,00768 \text{ рад}; \\
\Delta \Psi(6) &= 0,01676 \text{ рад}; & \Delta y(6) &= 1,49135 \text{ м}
\end{aligned}$$

приведены в Табл. П.2.1 и на Рис. П.2.1.

Таблица П.2.1

$t, c$	$\Delta T_{\text{нв}}, Н$	$\Delta \chi,$ град	$\Delta T_{\text{рв}}, Н$	$\Delta V, м/с$	$\Delta \theta,$ град	$\Delta \Psi,$ град	$\Delta y, м$
6	-4312,23	23,957	-167,122	5,330	0,440	0,960	1,491
7	-3186,27	17,999	-116,773	3,279	0,319	0,830	1,966
8	-2433,48	14,011	-83,988	3,027	0,243	0,743	2,315
9	-1917,81	11,263	-62,236	3,927	0,222	0,740	2,601
10	-1554,44	9,307	-47,472	5,612	0,263	0,847	2,900
11	-1290,27	7,863	-37,185	7,944	0,372	1,087	3,292
12	-1091,87	6,758	-29,809	10,967	0,558	1,484	3,869
13	-938,04	5,883	-24,359	14,894	0,834	2,072	4,735
14	-815,20	5,169	-20,214	20,101	1,223	2,902	6,018
15	-714,56	4,572	-16,975	27,145	1,758	4,050	7,878

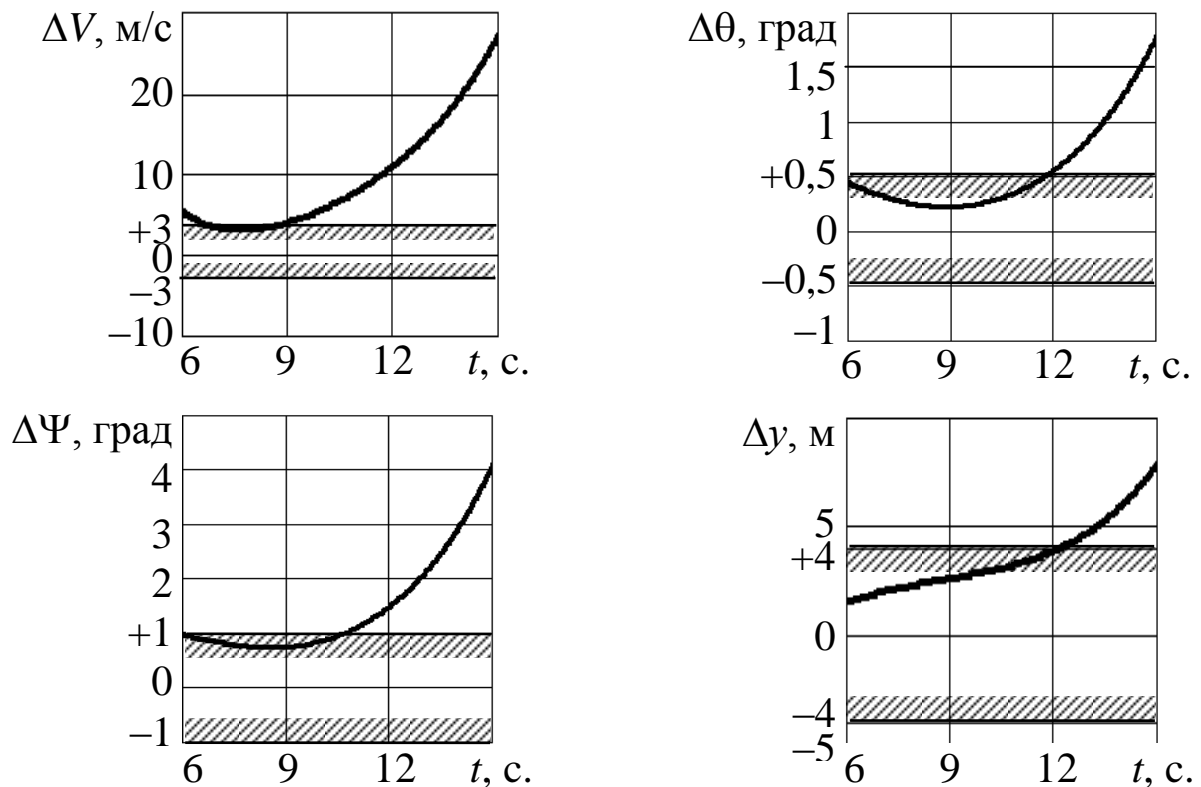


Рис. П.2.1

Из приведенной Табл. П.2.1 следует, что управляющие (стабилизирующие) воздействия  $\Delta T_{\text{нв}}(t)$  и  $\Delta T_{\text{рв}}(t)$  на рассматриваемом интервале времени являются отрицательными и убывающими по модулю функциями, а угол  $\Delta \chi(t)$  при  $t \in [6; 15]$  с. имеет положительные убывающие значения. Это

соответствует процессу «гашения» скорости  $V(t)$  вертолета за счет уменьшения значений сил тяги его несущего и рулевого винтов, а также угла наклона оси несущего винта к вектору скорости вертолета.

Из полученных результатов моделирования следует, что в момент времени  $t_{\text{конт}}^{(4)} = 9$  с. также не выполняется только неравенство (2.3.7). В этот момент времени проводится вторая стабилизация, при реализации которой применяются выражения вида (П.2.7) и (П.2.8). При их использовании имеем, что:

$$\begin{aligned} V_{\text{от}}(9) &= 3,9266 \text{ м/с}; \quad \Delta\theta_{\text{доп}}(9) = 0,2218 \text{ град.} = 0,00387 \text{ рад.}; \\ \Delta\theta_{\text{доп}}(6) &= 0,4401 \text{ град.} = 0,00768 \text{ рад.}; \\ \Delta\Psi_{\text{доп}}(9) &= 0,73959 \text{ град.} = 0,01291 \text{ рад.}; \\ \Delta\Psi_{\text{доп}}(6) &= 0,960 \text{ град.} = 0,01676 \text{ рад.}; \\ \Delta y(9) &= 2,6012 \text{ м.}; \quad \Delta y(6) = 1,4914 \text{ м.} \end{aligned}$$

Применяя допустимые значения углов и высоты в формуле (2.3.24), получаем следующие значения коэффициентов, входящих в выражения (П.2.8):

$$k_2 = 0,328165; \quad k_3 = 0,09941; \quad k_4 = 0,14222.$$

В Табл. П.2.2 и на Рис. П.2.2 представлены результаты расчетов по формулам (2.3.38), (2.3.31) и решения системы уравнений (П.2.22) на интервале времени [9, 12] с. при начальных условиях вида:

$$\begin{aligned} \Delta V(9) &= 3,9266 \text{ м/с}; \quad \Delta\theta(9) = 0,00387 \text{ рад}; \\ \Delta\Psi(9) &= 0,01291 \text{ рад}; \quad \Delta y(9) = 2,6012 \text{ м.} \end{aligned}$$

В результате этой стабилизации в момент времени  $t_{\text{конт}}^{(5)} = 12$  с. текущего измерения параметров БВ имеем их следующие значения:

$$\begin{aligned} \Delta V(12) &= 4,0602 \text{ м/с}; \quad \Delta\theta(12) = 0,13481 \text{ град} = 0,00235 \text{ рад}; \\ \Delta\Psi(12) &= 0,6624 \text{ град} = 0,01159 \text{ рад}; \quad \Delta y(12) = 3,1723 \text{ м.} \end{aligned}$$

Таблица П.2.2

$t, c$	$\Delta T_{\text{нв}}, Н$	$\Delta \chi,$ град	$\Delta T_{\text{рв}}, Н$	$\Delta V, м/с$	$\Delta \theta,$ град	$\Delta \Psi,$ град	$\Delta y, м$
9,0	-4458,44	26,672	-112,422	3,927	0,222	0,740	2,601
9,5	-4034,43	24,397	-98,173	3,226	0,187	0,702	2,730
10,0	-3657,78	22,186	-85,981	2,881	0,159	0,667	2,838
10,5	-3322,42	20,282	-75,534	2,835	0,137	0,641	2,931
11,0	-3023,12	18,567	-66,569	3,040	0,125	0,629	3,013
11,5	-2755,39	17,020	-58,862	3,458	0,124	0,635	3,091
12,0	-2515,36	15,622	-52,224	4,060	0,135	0,662	3,172

Из анализа полученных данных следует невыполнение условия по скорости:

$$\Delta V(12) > 3,0 \text{ м/с.}$$

при удовлетворении требованиям по углам  $\Delta \theta$ ,  $\Delta \Psi$  и высоте  $\Delta y$ .

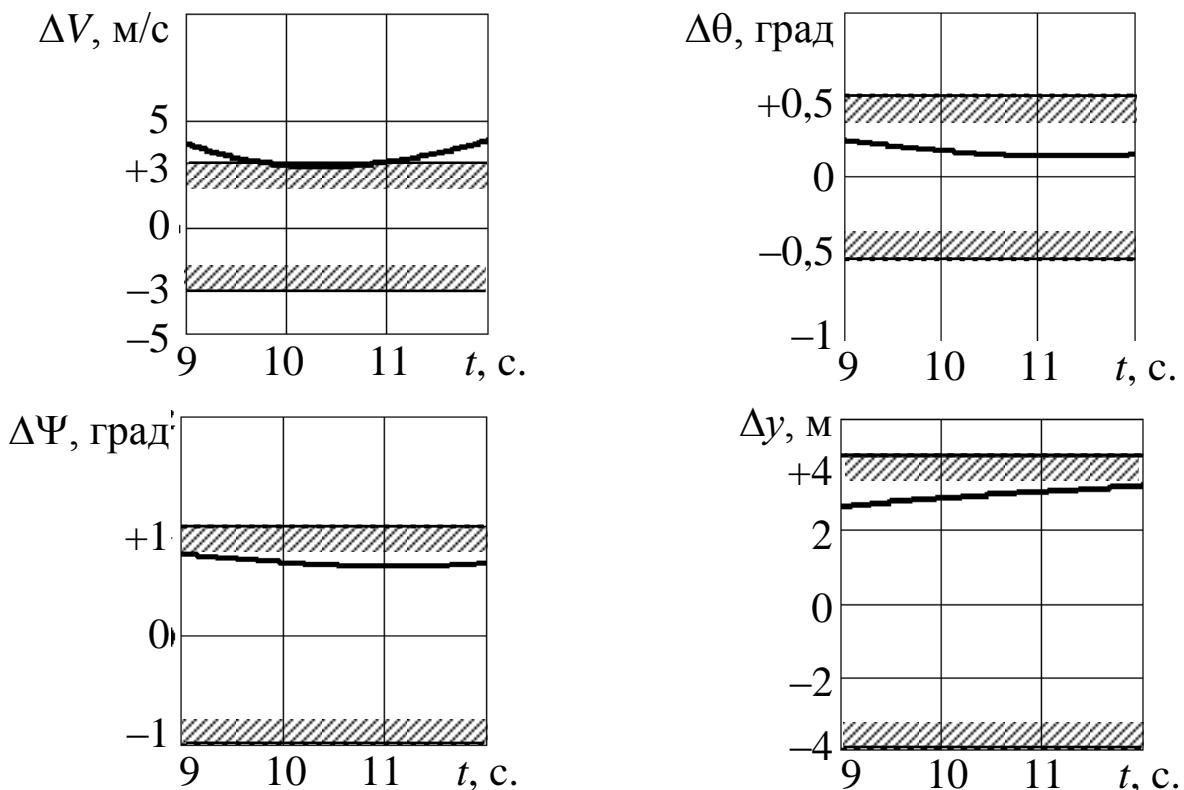


Рис. П.2.2

Проводя аналогичным образом третью стабилизацию программного полета БВ на интервале времени [12; 15] с. при значениях:

$$V_{от}(12) = 4,0602 \text{ м/с}; \quad k_1 = 0,215603;$$

$$k_2 = 0,38927; \quad k_3 = 0,06001,$$

получаем результаты моделирования его возмущенного движения, представленные в Табл. П.2.3 и на Рис. П.2.3.

Таблица П.2.3

$t, \text{ с}$	$\Delta T_{\text{нв}}, \text{ Н}$	$\Delta \chi, \text{ град}$	$\Delta T_{\text{рв}}, \text{ Н}$	$\Delta V, \text{ м/с}$	$\Delta \theta, \text{ град}$	$\Delta \Psi, \text{ град}$	$\Delta y, \text{ м}$
12,0	-5128,65	31,843	-95,468	4,060	0,135	0,662	3,172
12,5	-4800,23	29,989	-81,434	3,257	0,120	0,647	3,252
13,0	-4509,91	28,339	-69,650	2,732	0,106	0,631	3,323
13,5	-4251,99	26,861	-59,751	2,444	0,094	0,618	3,386
14,0	-4021,68	25,532	-51,432	2,358	0,086	0,611	3,443
14,5	-3814,94	24,328	-44,436	2,445	0,084	0,613	3,496
15,0	-3628,38	23,234	-38,550	2,682	0,088	0,627	3,550

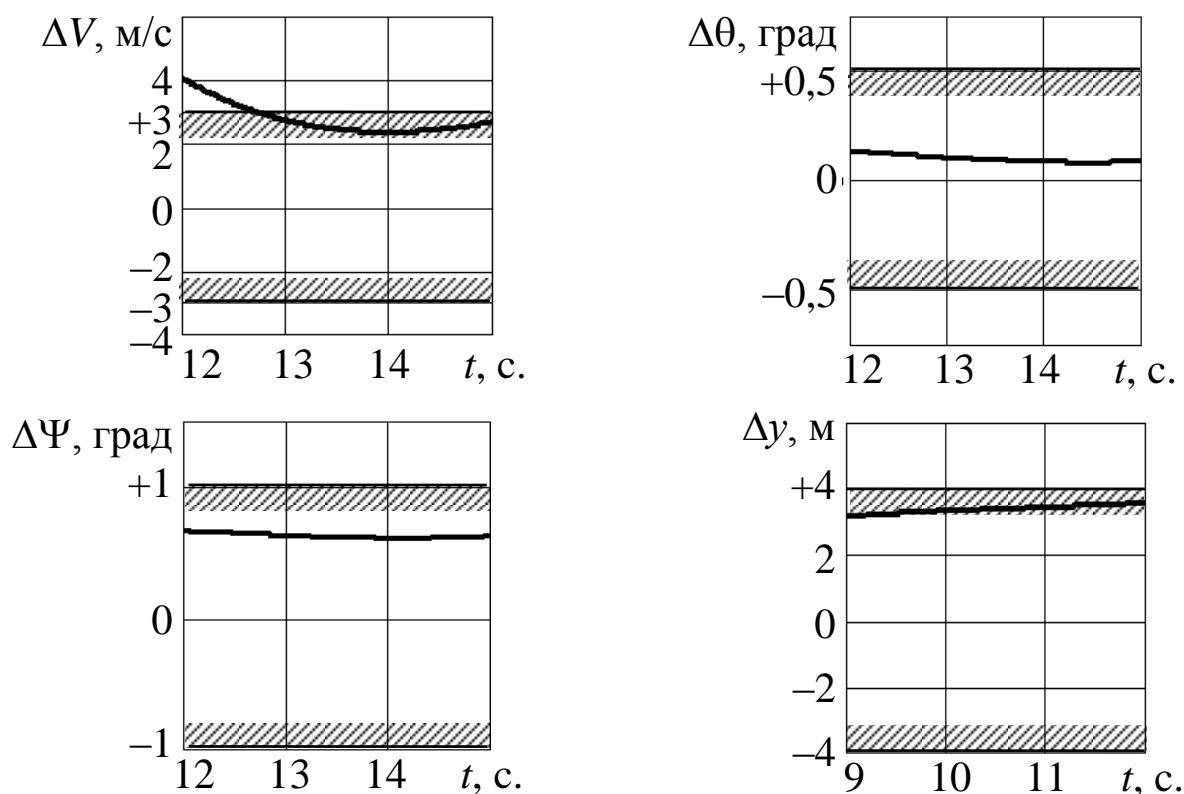


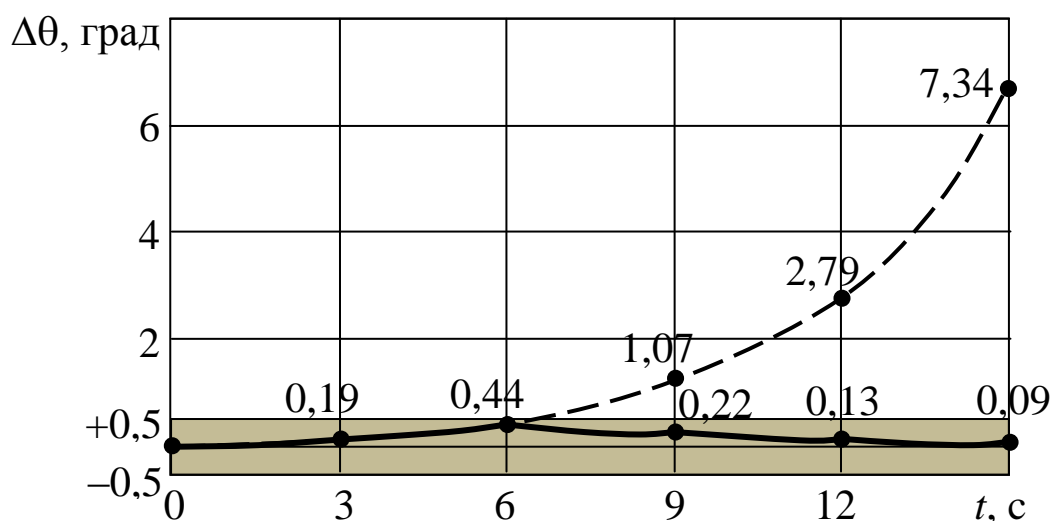
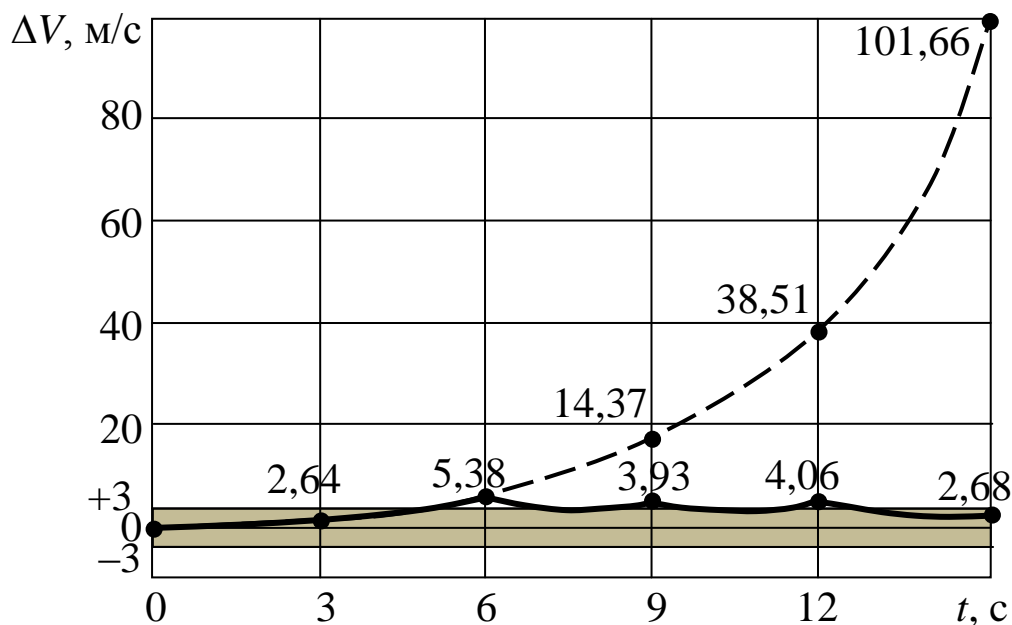
Рис. П.2.3

Из данных этой таблицы следует, что в момент  $t_{\text{конт}}^{(5)} = 15 \text{ с.}$  очередного контроля параметров полета БВ получены следующие значения:

$\Delta V(15) = 2,682 \text{ м/с} < 3 \text{ м/с}$ ;  $\Delta\theta(15) = 0,088 \text{ град} < 0,5 \text{ град}$ ;  
 $\Delta\Psi(15) = 0,627 \text{ град} < 1 \text{ град}$ ;  $\Delta y(15) = 3,550 \text{ м} < 4 \text{ м}$ ,  
 которые полностью удовлетворяют условиям (П.2.4).

Это говорит о том, что процесс стабилизации рассматриваемого режима программного полета БВ завершен за 4 такта работы подсистемы стабилизации комплекса управления полетом вертолета, т.е. к моменту времени  $t = 15 \text{ с}$ .

На Рис. П.2.4 приведена графическая иллюстрация процесса стабилизации программного движения ЦМ БВ на интервале времени  $[0; 15] \text{ с}$ .



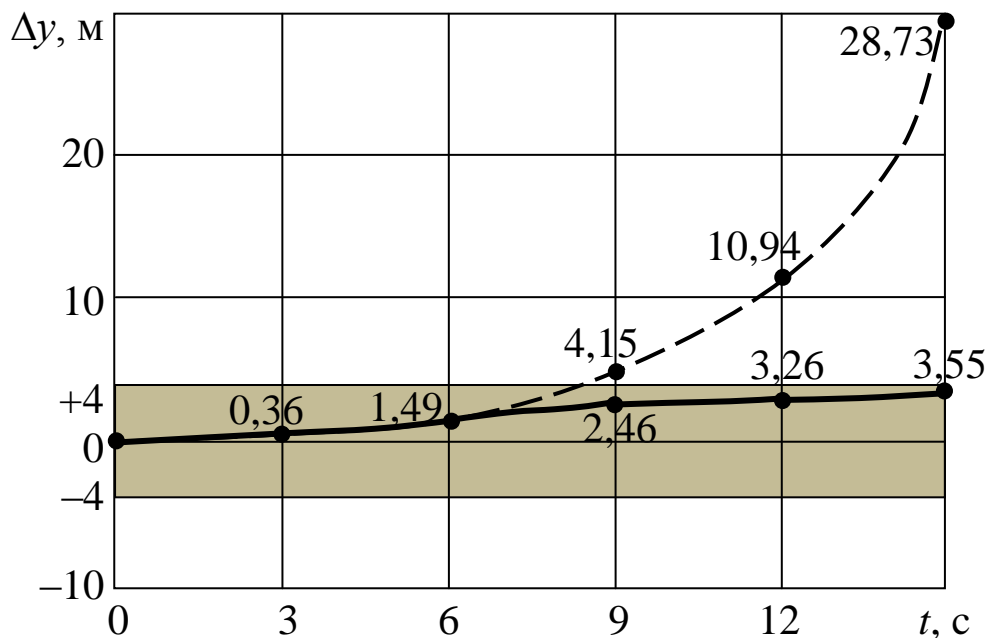
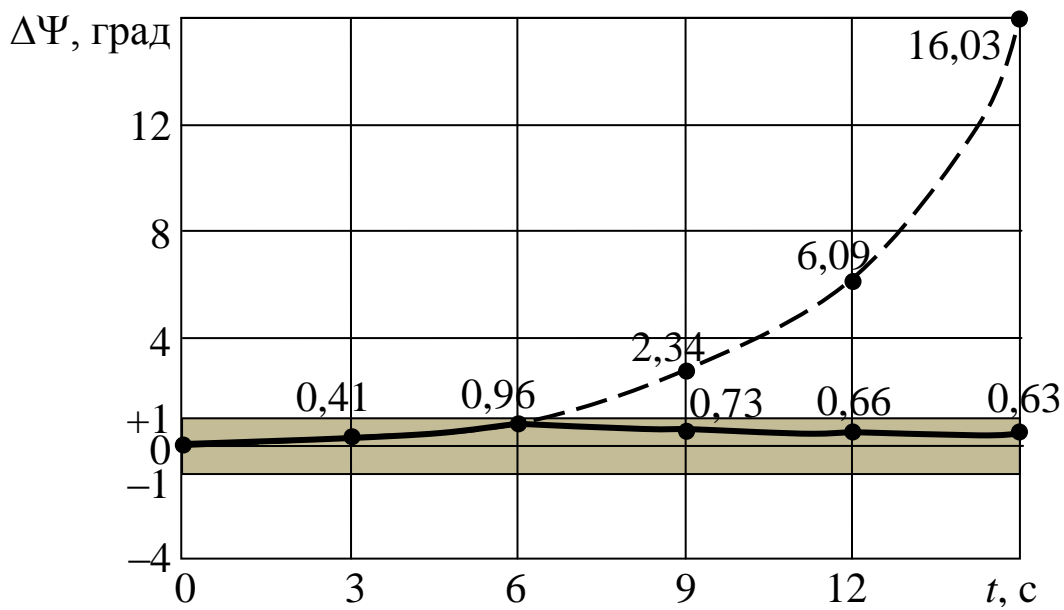


Рис. П.2.4

Для сравнения на этом рисунке представлен процесс свободного движения БВ на этом интервале времени, построенном на основе данных Табл. П.1.1. При этом предполагается, на интервале времени  $[0; 6]$  с. параметры свободного и управляемого возмущенного движения БВ совпадают.

Схематические графики стабилизирующих воздействий  $\Delta T_{\text{нв}}(t)$ ,  $\Delta \chi(t)$ ,  $\Delta T_{\text{рв}}(t)$  при  $t \in [0; 15]$  с., сформированные по данным Табл. П.2.1-П.2.3, представлены на Рис. П.2.5. Здесь

предполагается, что при  $t \in [0; 6]$  с. стабилизирующие управления  $\Delta T_{\text{нв}}(t) = 0$ ,  $\Delta \chi(t) = 0$ ,  $\Delta T_{\text{рв}}(t) = 0$ .

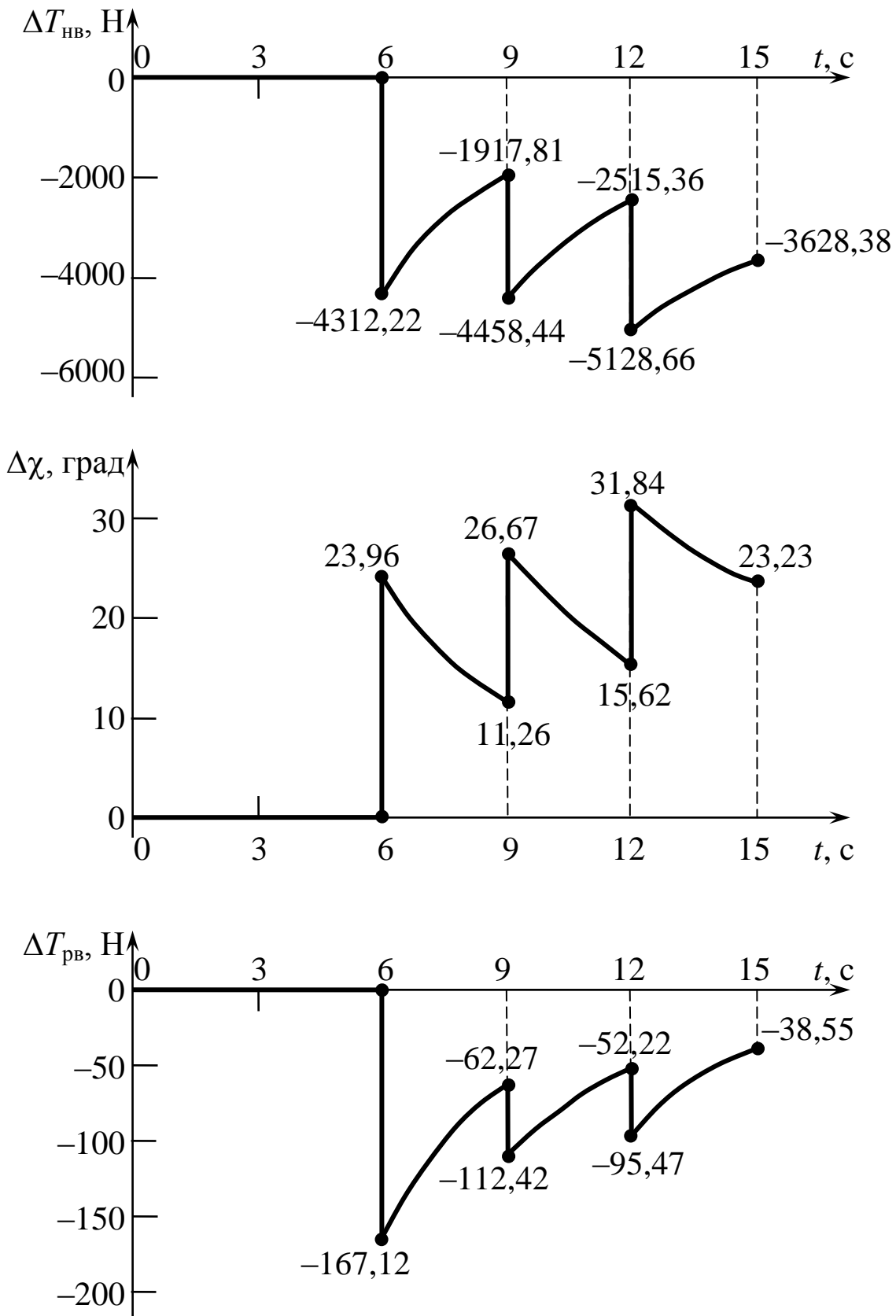


Рис. П.2.5

Из Разд. 2.3 следует, что реальное косвенное управление БВ на заданном интервале полета  $[t_0, t_k]$  формируется как:

$$\begin{aligned} T_{\text{НВ}}(t) &= T_{\text{НВ}}^{(\text{пр})}(t) + \Delta T_{\text{НВ}}(t); \\ \chi(t) &= \chi^{(\text{пр})}(t) + \Delta\chi(t); \\ T_{\text{РВ}}(t) &= T_{\text{РВ}}^{(\text{пр})}(t) + \Delta T_{\text{РВ}}(t), \end{aligned} \quad (\text{П.2.9})$$

где  $T_{\text{НВ}}^{(\text{пр})}(t)$ ,  $\chi^{(\text{пр})}(t)$ ,  $T_{\text{РВ}}^{(\text{пр})}(t)$  – программное управление, формирующее опорную траекторию движения БВ;  $\Delta T_{\text{НВ}}(t)$ ,  $\Delta\chi(t)$ ,  $\Delta T_{\text{РВ}}(t)$  – стабилизирующие управляющие воздействия, обеспечивающие устойчивое движение вертолета в заданной окрестности этой траектории.

Для рассматриваемого режима полета БВ компоненты программного управления, согласно выражениям (П.1.11), имеют следующие постоянные значения:

$$\begin{aligned} T_{\text{НВ}}^{(\text{пр})}(t) &= 20830 \text{ Н}; \\ \chi^{(\text{пр})}(t) &= 67,468 \text{ град}; \\ T_{\text{РВ}}^{(\text{пр})}(t) &= 933,375 \text{ Н}. \end{aligned}$$

Используя формулы (П.2.9) для этих значений и графики на Рис. П.2.5, получаем представление реальных косвенных управлений на интервале  $[0; 15]$  с. рассматриваемого программного движения БВ, приведенное на Рис. П.2.6.

Из полученных результатов следует, что фактическое косвенное управление вида (П.2.9), начиная с момента  $t = 6$  с., осуществляет «гашение» скорости, т.е. торможение БВ путем создания движущей (пропульсирующей) силы  $T^{(x)}$ , действующей в направлении, противоположном вектору скорости вертолета. Согласно работам [1, 68] значение этой силы вычисляется как:

$$T^{(x)}(6) = T_{\text{НВ}}(6)\cos\chi(6) = 16517,78 \cdot \cos 91,43^\circ = -412,211 \text{ Н}.$$

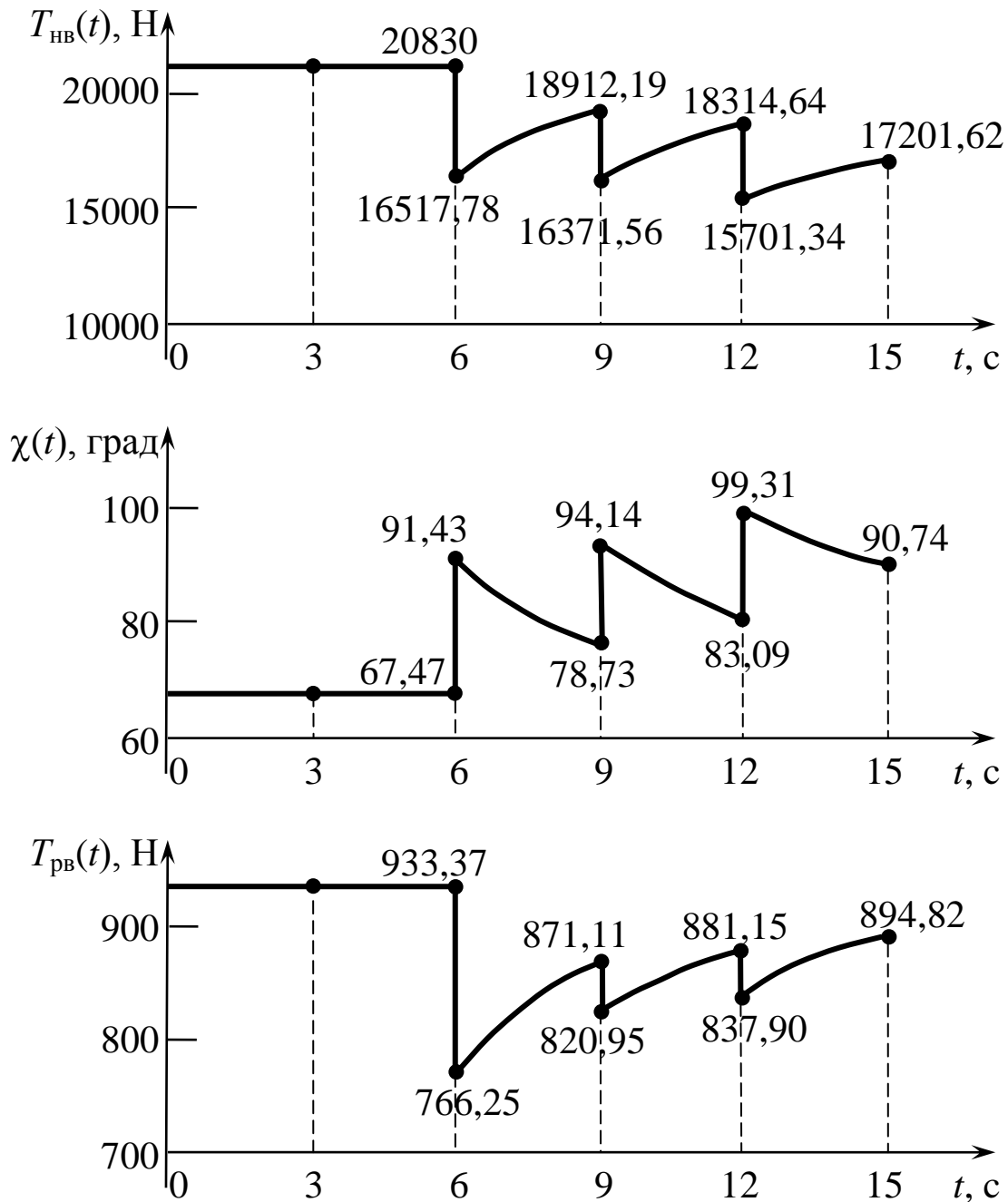


Рис. П.2.6

В дальнейшем сила  $T^{(x)}(t)$  последовательно возрастает при  $\chi(t) < 90^\circ$  и убывает при  $\chi(t) > 90^\circ$ .

В момент времени  $t = 15$  с. тормозящая сила принимает значение:

$$T^{(x)}(15) = T_{HB}(15)\cos\chi(15) = 17201,62 \cdot \cos 90,74^\circ = -222,16 \text{ Н.}$$

Все это соответствует физической сути реализации процесса стабилизации возмущения скорости БВ, т.е. указывает на работоспособность предлагаемого в Разд. 2.3 способа.

Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»

**Виктор Сергеевич Моисеев**

**КОМПЛЕКСЫ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ  
ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**

Подписано к печати 05.02.2021

Формат 60x84<sup>1/16</sup>. Бумага офсетная.

Гарнитура «Times». Печать ризографическая.

Усл. печ. 14,42 л. Печ. 15,5 л. Тираж 100 экз. Заказ № 4.

420111, Казань, Дзержинского, 9/1. Тел. сот.: +7(917)264-84-83.

Отпечатано с готового оригинал-макета  
в редакционно-издательском центре «Школа»

E-mail: [ric-school@yandex.ru](mailto:ric-school@yandex.ru)

ISBN 978-5-00162-318-2



9 785001 623182 >