

**В. С. МОИСЕЕВ, Л. Т. МОИСЕЕВА**

**МЕТОДЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО  
ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**



**Казань  
2022**

Посвящается памяти  
выдающегося советского  
авиаконструктора и ученого,  
основоположника серийного  
вертолетостроения в СССР,  
доктора технических наук,  
профессора Ивана Петровича  
Братухина (1903-1985)

**В.С. МОИСЕЕВ, Л.Т. МОИСЕЕВА**  
**МЕТОДЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО**  
**ПРОЕКТИРОВАНИЯ**  
**БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**



Казань 2022

УДК 629.735-579

ББК 39.54:39.56

М 75

**Редактор серии:**

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

**Моисеев В.С., Моисеева Л.Т.**

**М 75** Методы предварительного проектирования беспилотных вертолетов – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2022. – 211 с. (Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»).

**ISBN 978-5-00162-552-0**

В монографии предлагается методика предварительного проектирования беспилотных вертолетов (БВ) классической одновинтовой схемы, обобщающая различные существующие к настоящему времени проектные методы. Эту методику можно использовать при создании перспективных БВ различных классов и назначения.

Особое внимание уделяется методам многокритериального оптимального выбора маршевого двигателя и бортовых систем (комплексов) разрабатываемого вертолета.

Приводятся примеры предварительного проектирования БВ по существующим методам и предлагаемой методике, в которой осуществляется анализ реализуемости предварительных требований Заказчика вертолета.

Книга предназначена студентам и аспирантам, а также инженерно-техническим работникам, специализирующимся в области разработки беспилотной вертолетной техники.

УДК 629.7:623.746.4-519

ББК 39.54:39.56

**ISBN 978-5-00162-552-0**

© Моисеев В.С., 2022

© Моисеева Л.Т., 2022

## СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА СЕРИИ .....	6
ВВЕДЕНИЕ .....	11
Глава 1. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ .....	12
1.1. Типовой корпус беспилотного вертолета.....	13
1.2. Двигатели перспективных беспилотных вертолетов .....	16
1.3. Бортовое оборудование беспилотных вертолетов .....	34
1.4. Исходные данные для предварительного проектирования беспилотных вертолетов.....	45
Глава 2. АНАЛИЗ И АДАПТАЦИЯ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ .....	53
2.1. Метод И.П. Братухина .....	53
2.2. Метод М.Н. Тищенко, А.В. Некрасова, А.С. Радина..	69
2.3. Метод МАИ.....	76
2.4. Краткая характеристика других методов проектирования вертолетной техники.....	83
Глава 3. МНОГОКРИТЕРИАЛЬНЫЙ ВЫБОР МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА .....	99
3.1. Определение мощности, потребной для движения беспилотного вертолета .....	99
3.2. Формирование множества возможных вариантов двигателей для разрабатываемого беспилотного вертолета .....	112

3.3. Парето-оптимальные решения для выбора эффективного двигателя для беспилотного вертолета .....	117
<b>Глава 4. МНОГОКРИТЕРИАЛЬНЫЙ ВЫБОР ОБРАЗЦОВ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ .....</b>	
<b>132</b>	
4.1. Общая постановка задачи выбора бортовых образцов аппаратуры, систем и комплексов полезной нагрузки беспилотных вертолетов .....	133
4.2. Выбор бортовой оптико-электронной системы .....	141
4.3. Выбор бортовой радиолокационной системы.....	147
4.4. Выбор компонентов бортового оборудования вертолета общего назначения.....	160
<b>Глава 5. МЕТОДИКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА И АНАЛИЗА ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ЗАКАЗЧИКА.....</b>	
<b>166</b>	
5.1. Определение взлетной массы беспилотного вертолета .....	167
5.2. Расчет максимальных значений скорости полета и радиуса действия беспилотного вертолета.....	170
5.3. Оценка высотности выбранного маршевого двигателя вертолета.....	171
5.4. Расчет параметров несущей системы беспилотного вертолета .....	172
5.5. Расчет геометрических характеристик корпуса беспилотного вертолета .....	176
5.6. Расчет основных массовых характеристик вертолета .....	180
5.7. Расчет силы лобового сопротивления вертолета.....	184

Глава 6. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННОГО БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА ДЛЯ МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ УЧАСТКОВ НЕФТЕ-ГАЗОПРОВОДОВ.....	189
6.1. Взлетная масса вертолета .....	189
6.2. Предельные значения скорости полета и радиуса действия разрабатываемого вертолета .....	190
6.3. Высотность выбранного маршевого двигателя вертолета .....	190
6.4. Параметры несущей системы разрабатываемого вертолета .....	191
6.5. Геометрические характеристики корпуса беспилотного вертолета .....	193
6.6. Основные массовые характеристики беспилотного вертолета .....	196
6.7. Сила лобового сопротивления разрабатываемого вертолета .....	198
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	201
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ .....	202
ПРИЛОЖЕНИЕ.....	206

## 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 течение 2019-2022 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 качестве 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 форми-

руемых Разработчиком БВ бортовых комплексов общего и целевого назначения.

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

**4. Моисеев В.С., Моисеева Л.Т. Методы предварительного проектирования беспилотных вертолетов – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2022. 211 с.**

В монографии предлагается методика предварительного проектирования беспилотных вертолетов (БВ) классической одновинтовой схемы, обобщающая различные существующие к настоящему времени проектные методы. Эту методику можно использовать при создании перспективных БВ различных классов и назначения.

Особое внимание уделяется методам многокритериального оптимального выбора маршевого двигателя и бортовых систем (комплексов) разрабатываемого вертолета.

Приводятся примеры предварительного проектирования БВ по существующим методам и предлагаемой методике, в которой осуществляется анализ реализуемости предварительных требований Заказчика вертолета.

Книга предназначена студентам и аспирантам, а также инженерно-техническим работникам, специализирующимся в области разработки беспилотной вертолетной техники.

**5. Моисеев В.С. История развития отечественной беспилотной авиационной техники и современная классификация беспилотных летательных аппаратов. Препринт. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2022. – 40 с.**

В работе приводится краткая характеристика создания в СССР и РФ в период с конца 20-х годов прошлого века по настоящее время образцов беспилотной авиационной техники и предлагается ее современная классификация.

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.

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

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время беспилотная вертолетная техника начинает достаточно бурно развиваться в нашей стране и за рубежом.

Анализ состояния этой проблемы показал практически полное отсутствие литературы, посвященной вопросам проектирования беспилотных вертолетов различного назначения. Исключением является классическая, но малодоступная широкому кругу специалистов работа сотрудников Московского авиационного института (МАИ) по дистанционно-пилотируемым ЛА, в которой приводится краткая методика определения основных проектных параметров беспилотного вертолета на этапе его «обликового» (предварительного) проектирования. Поэтому, следуя системному подходу для выработки четкой методики предварительного проектирования («завязки» проекта), необходимо рассмотреть и проанализировать методы такого проектирования для пилотируемых вертолетов легкого и среднего классов, как предшественников беспилотной вертолетной техники.

В состав разрабатываемой методики обязательно должны войти разделы по многокритериальному выбору образцов маршевого двигателя и бортовых систем (комплексов) проектируемого вертолета. Это обосновывается тем, что разрабатываемый вертолет кроме оптимальных значений его технических параметров должен иметь минимальную стоимость, а указанные выше его комплектующие имеют в настоящее время значительные цены из-за мелкосерийности их производства.

## Глава 1. ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

Как было отмечено в работе [1], разрабатываемые и применяемые беспилотные вертолеты (БВ) подразделяются на два вида:

- *оригинальные вертолеты*, при разработке которых выполняется полный цикл этапов проектирования авиационной техники [4, 8, 12];

- *беспилотные образцы пилотируемых вертолетов*, при создании которых на них устанавливается специальное бортовое оборудование для осуществления программного и радиокомандного управления, а также бортовые системы для решения этими образцами соответствующих целевых задач [3].

Последние в основном предлагается при их оснащении бортовым оборудованием для имитации воздушных целей [16] использовать в качестве учебных и боевых авиационных ложных целей (АЛЦ) [1].

В данной книге будут предложены методы предварительного проектирования только оригинальных одновинтовых БВ, как более массовых по сравнению с БВ других схем и с беспилотными образцами пилотируемых вертолетов. Для четкого формирования этих методов в данной главе будут рассмотрены конструктивные особенности перспективных БВ одновинтовой схемы, как имеющих минимальную стоимость и отработанную технологию изготовления.

В заключение главы будут сформулированы основные исходные данные для предварительного проектирования БВ, которые формируются с Заказчиком и в дальнейшем используются для разработки технического задания на создаваемый вертолет [8].

На основе этих данных осуществляется модификация (адаптации) существующих методов проектирования [2, 4, 5, 9, 11, 12 15], приведенная в Главе 2 этой работы.

### **1.1. Типовой корпус беспилотного вертолета**

Необходимость массового производства отечественных БВ при их минимальной стоимости и трудоемкости требует унификации конструкций создаваемых образцов.

На наш взгляд, одним из направлений унификации может быть применение типовой аэродинамической компоновки беспилотного вертолета.

Под *аэродинамической компоновкой* будем понимать внешние формы корпуса БВ, которые создают основные аэродинамические силы и моменты. Такая компоновка в первую очередь определяет внешний вид (форму) вертолета и условия его взаимодействия с окружающим воздухом в полете.

Одним из важнейших требований к такой форме, как и для любого ЛА, является обеспечение минимального значения лобового сопротивления БВ на различных режимах их полетов. Реализация этого требования позволит сократить мощность применяемого маршевого двигателя, что в конечном итоге обеспечит уменьшение массогабаритных характеристик и стоимости силовой установки вертолета.

Отметим также, что типовая форма корпуса вертолета должна давать возможность достаточно простого расчета оценок его массогабаритных характеристик.

Кроме отмеченных преимуществ такая форма подразумевает применение унифицированных технологических процессов производства вертолетов.

В работе [10] приведены значения коэффициентов  $c_x$  лобового сопротивления различных геометрических тел (объек-

тов) в свободном потоке воздуха. В Табл. 1.1 приведены взятые из этой работы значения  $c_x$  для некоторых пространственных объектов.

Таблица 1.1

Наименование объекта	Коэффициент аэродинамического сопротивления $c_x$
Шар (сфера)	0,25-0,47
Цилиндр с осью вдоль потока	0,6-0,9
Цилиндр с осью перпендикулярной потоку	0,82-1,15
Параллелепипед вдоль потока	1,0-1,1
Параллелепипед перпендикулярный потоку	0,75-1,8
Эллипсоид вдоль потока	0,035
Эллипсоид перпендикулярный потоку	0,30

Из этой таблицы следует, что минимальным значением  $c_x$  при движении объектов вдоль и поперек потока воздуха обладает эллипсоид. Эллипсоидная форма фюзеляжа БВ является аэродинамически эффективной как при его горизонтальном полета, так и при вертикальном взлете/посадке.

На Рис. 1.1 представлен корпус одновинтового БВ с предлагаемым эллипсоидным фюзеляжем.

Заметим, что в работе [1] указывается на необходимость активного проведения исследований и разработок по минимизации лобового сопротивления перспективных беспилотных вертолетов.

Эллипсоидная форма фюзеляжа была предложена сотрудниками Московского авиационного института (МАИ) для разработанного ими БВ сосной схемы с газодинамическим управлением [2]. Практическая реализация такого вида аэродинамической компоновки осуществлена на одновинтовом БВ «Тайбер», представленном в работе [1].

Теоретические вопросы расчета характеристик эллипсоидных корпусов БВ приведены в работе [1].

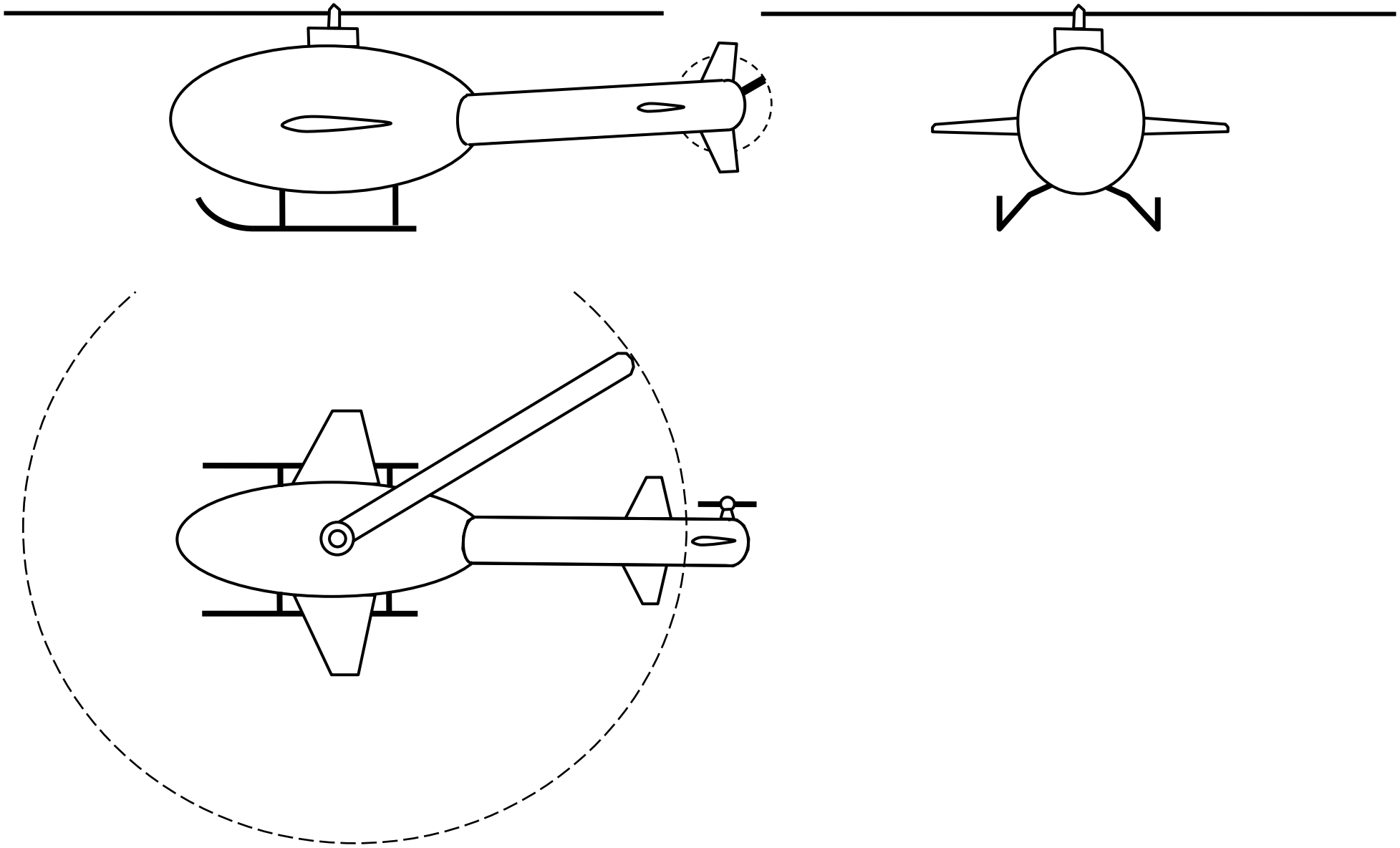


Рис. 1.1

Отметим следующую особенность типового корпуса БВ.

Нижняя часть его вертикального оперения (нижний киль) кроме задачи стабилизации вертолета по курсу служит для защиты хвостовой балки БВ при ударах о землю при вертикальной посадке. Для решения этой задачи эта часть киля выполняется по технологиям изготовления монолитных крыльев [1].

Важным элементом типового корпуса БВ является шасси ползкового типа. В доступной литературе по проектированию пилотируемых вертолетов рассматриваются вопросы разработки только колесных шасси. Методы проектирования и расчета на прочность ползковых шасси предлагаются в работе [14], а их отдельные виды для современных БВ приведены в Приложении к данной работе.

## **1.2. Двигатели перспективных беспилотных вертолетов**

Основным элементом любого БВ является его маршевый двигатель, к которому предъявляются следующие основные требования [1].

- создание заданной силы тяги несущего винта вертолета или потребной мощности для получения необходимых летно-технических характеристик БВ;
- возможно меньшая удельная масса (отношение массы двигателя к его мощности);
- максимально возможная экономичность, т.е. минимальный удельный расход топлива (отношение расхода топлива в единицу времени к мощности двигателя);
- высокие эксплуатационные характеристики (большой ресурс, простота и удобство обслуживания и ремонта, высокая надежность).

В данном разделе приводится краткая характеристика каждого из применяемых в разработках БВ типов двигателей.

На Рис. 1.2 представлена классификация применяемых при разработках оригинальных БВ типов маршевых двигателей [17].

На этом рисунке приведенные типы двигателей расположены по убыванию частоты их применения в существующих образцах БВ.

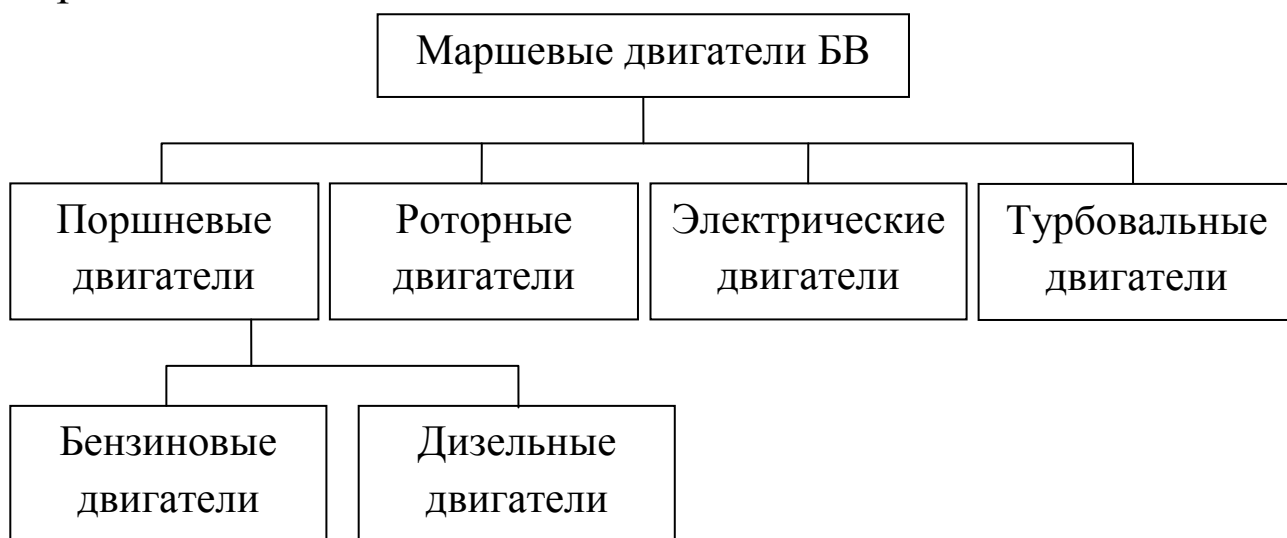


Рис. 1.2

Наибольшее распространение в беспилотной авиационной технике по данным работы [2] исторически получили поршневые двигатели (ПД), которые относятся к классу тепловых двигателей внутреннего сгорания (ДВС).

Интерес к авиационным ПД резко снизился в 60-е годы прошлого века в связи с бурным применением в авиации турбореактивных двигателей. В постсоветское время в РФ были практически полностью прекращены работы по исследованиям, разработке и производству таких двигателей [17].

Как следствие этого, на всех отечественных БЛА применяются зарубежные поршневые двигатели производства ФРГ, Великобритании, Чехии, Италии, Японии и др. [18].

В последнее время в рамках работ по импортозамещению начаты НИР и ОКР по созданию перспективных ПД различных классов [6, 18, 20].

Рассмотрим краткую характеристику авиационных поршневых двигателей [17].

Наибольшее распространение в двигательных установках существующих БЛА находят поршневые (ПД) двигатели двух типов [2]:

- бензиновые (с внешним воспламенением);
- дизельные (с воспламенением от сжатия).

Мощность и экономичность ПД зависят от степени сжатия топливовоздушной смеси в такте сжатия, от качества подготовки топливовоздушной смеси в цилиндре и от состава топлива. С повышением степени сжатия топливовоздушной смеси мощность и экономичность ПД возрастают. Однако максимальное значение сжатия ограничено условием прочности конструкции двигателя и опасностью возникновения детонации (взрывного горения топлива).

*Бензиновые двигатели* в настоящее время широко применяются для легких и средних образцов беспилотной техники.

Качество подготовки топливовоздушной смеси повышают путем установки в бензиновых двигателях специальных завихрителей потока, обеспечивающих более полное перемешивание паров топлива с воздухом, а также установкой специальной топливной форсунки или системы непосредственного впрыска топлива в цилиндр. На некоторых двигателях этого типа применяют поршни со специальной профилированной верхней частью, которая способствует лучшему перемешиванию компонентов топливовоздушной смеси так, что горение в цилиндре происходит равномерно и последовательно.

*Дизельные двигатели* являются самыми экономичными из ПД, и они активно используются на современных зарубежных БЛА [17]. Принципиальное отличие их от бензиновых двигателей в том, что во время такта наполнения в цилиндр поступает воздух, а топливо впрыскивается с помощью форсунки высокого давления в конце такта сжатия и самовоспламеняется в воздухе, нагретом при его сжатии. Топливо в форсунки поступает порциями от насоса высокого давления. Для равномерного горения топливовоздушной смеси в дизельных ПД применяют низкооктановые более дешевые сорта топлива (керосин, солярное масло, мазут и т.д.).

Топливная эффективность дизельных двигателей пропорциональна величине степени сжатия – чем больше степень сжатия, тем выше их топливная эффективность. Отсюда следует, что конструкция такого двигателя должна быть более прочной и, соответственно, более тяжелой.

При ограничении ресурса двигателя масса его конструкции может быть значительно снижена.

Основным недостатком дизельных двигателей является их низкая приемистость (медленный выход на большие обороты при резком увеличении подачи топлива). Этот недостаток компенсируют установкой специальных воздушных нагнетателей, но при этом снижается топливная эффективность и усложняется конструкция двигателя. Перспективными в настоящее время считаются дизельные роторные авиационные двигатели.

По *способу охлаждения* конструкции различают следующие разновидности поршневых двигателей:

- воздушного охлаждения;
- жидкостного охлаждения;

- комбинированного (жидкостно-воздушного) охлаждения.

По организации рабочего цикла поршневые двигатели делятся на *двухтактные* и *четырёхтактные* двигатели.

Теоретически при одинаковом объеме цилиндра двухтактный двигатель должен быть в два раза мощнее, чем четырехтактный, так как рабочий ход в двухтактном двигателе происходит в два раза чаще. Однако практически мощность двухтактного двигателя превышает мощность четырехтактного двигателя только в 1,6-1,8 раза.

Главное преимущество четырехтактного двигателя перед двухтактным состоит в меньшем расходе топлива за счет полного сгорания в его цилиндрах и меньшем уровне шума за счет разделения фазы рабочего хода и продувки (выхлопа). Недостатком четырехтактного двигателя является малая приемистость. Компенсируют этот недостаток путем установки дополнительных топливных форсунок. Работа топливных форсунок на переходных режимах снижает топливную эффективность двигателя на 30-70%. При установке на двухтактный двигатель системы непосредственного впрыска топлива его топливная эффективность повышается на 20-30%.

*Роторный двигатель* является развитием классического двигателя внутреннего сгорания. Его особенность состоит в применении вращающегося ротора (поршня), размещенного внутри цилиндра, поверхность которого выполнена по эпициклоиде [2].

Такая конструкция позволяет осуществить четырехтактный цикл работы такого двигателя без применения специального клапанного механизма распределения топливовоздушной смеси, как у классического поршневого четырехтактного двигателя.

Отметим основные преимущества этого типа двигателей [2]:

- меньшее на 35-40% число деталей;
- меньшие масса и габариты двигателя;
- практически отсутствие вибрации;
- меньший уровень шума;
- небольшой удельный расход топлива (не более 0,177 кг/л.с.·ч).

Применение высокооборотных ПД позволяет использовать в силовых установках (СУ) БВ вентилятор для воздушного охлаждения двигателя с более высоким КПД, что снижает стоимость системы их охлаждения.

При использовании в БВ двигателей для легких самолетов и БЛА [18] муфты включения, свободного хода и редукторы выполняются отдельно от его двигателя. Отметим, что двигатель вертолета может располагаться горизонтально (носком вала вперед или назад) либо вертикально (носком вверх или наклонно под углом 25-40° к горизонтальной оси БВ) [4].

Возможно создание специальных ПД для БВ с вертикальным расположением вала со встроенным вентилятором, редуктором НВ и муфтой включения.

При этом конструкция ПД с вертикальным расположением вала является более эффективной, так как она уменьшает вес СУ вертолета и упрощает его трансмиссию.

Как отмечалось в работе [6], дизельные двигатели, начиная с середины 2000 годов, начали возвращаться в авиацию с переходом на алюминиевые корпуса, принятые в авиастроении, из-за применения авиационного керосина и малого расхода топлива. На важность последнего фактора было указано М.Л. Милем в монографии [9]. В частности, им предложен для вертолетной техники такой критерий эффективности, как

минимум расхода топлива, которое весьма затруднительно и затратно доставлять в требуемых объемах на удаленные и труднодоступные взлетно-посадочные площадки базирования вертолетов военного и гражданского назначения.

Исследования, проведенные в ЦИАМ [19], показывают, что при потребной мощности авиадвигателя от 150 л.с. до 500 л.с. преимущество по топливной эффективности имеют поршневые двигатели, которые обладают средними удельными расходами топлива 0,20 кг/(л.с.·ч) по сравнению с 0,35 кг/(л.с.·ч) малоразмерных ГТД. При этом в работе [20] утверждается, что для легких и средних БЛА с массой 200-1000 кг с потребной мощностью до 150 кВт (203 л.с.) преимущество за бензиновыми двигателями, а при бóльшей мощности применяются дизельные двигатели. На наш взгляд, здесь необходимо иметь в виду, что топливная эффективность дизелей выше, чем бензиновых двигателей. Отсюда следует, что в связи с высокой топливной эффективностью силовые установки для оригинальных БВ должны в перспективе создаваться на базе дизельных двигателей [17]. В настоящее время это происходит при разработке основной массы зарубежных БЛА самолетного типа военного назначения.

Основные требования к вертолетному ПД сформулированы в классической работе [4].

Для БВ желательно использовать четырехцилиндровые двигатели, имеющие меньшую степень неравномерности крутящего момента, которая является источником крутильных колебаний и вибраций в трансмиссии вертолета.

В работе [17] рассмотрены возможности применения автомобильных дизельных двигателей после их соответствующей доработки в силовых установках перспективных БВ.

В книге [2] отмечается, что использование двигателей внутреннего сгорания общего назначения в БЛА ограничено тем, что их успешное функционирование при всевозможном маневрировании последних не может быть гарантировано существующими конструкциями топливной и масляной систем двигателей.

Здесь важно заметить, что основная масса низкоростных и маловысотных оригинальных БВ при выполнении своих функций не должны осуществлять сложные плоские и пространственные маневры [1]. Кроме этого, отмеченные выше системы двигателя могут быть, при наличии таковых, доработаны соответствующим образом при установке автомобильных дизельных двигателей на разрабатываемый БВ.

По данным специализированных Web-сайтов известные зарубежные и отечественные автомобильные дизельные двигатели имеют мощность от 50 до 300 л.с., что вполне приемлемо для создания оригинальных БВ легкого и среднего класса.

В монографии [17] приведен общий вид и характеристики некоторых из таких двигателей.

Отметим, что в РФ разработчиками и производителями легких дизельных двигателей являются ПАО ВАЗ, ОАО «Заволжский моторный завод (ЗМЗ)», ООО «Нижегородские моторы» и ПАО ГАЗ.

На наш взгляд, для применения в составе БЛА и, в частности, для силовых установок беспилотной вертолетной техники, необходимо доработать по современным авиационным требованиям лучшие отечественные образцы автомобильных дизельных двигателей, как объектов, имеющих отработанные технологические процессы производства и предприятия для их выпуска в требуемой номенклатуре и количестве.

Перспективным типом маршевых двигателей БВ являются *электрические двигатели* [17].

Преимущества применения электрических двигателей (ЭД) в силовых установках БВ были приведены в отмеченной выше работе.

Согласно статье [20], такие двигатели в настоящее время применяются на микро (масса до 1 кг), сверхлегких (масса до 30 кг) и легких (масса до 200 кг) образцах беспилотной авиационной техники, которые имеют относительно небольшие высоты и скорости полетов.

В работе [2] даны характеристики ЭД и источников их питания, которые могут быть использованы на сверхлегких БВ массой до 15-20 кг. Рассмотрим, следуя этой работе, краткую характеристику таких двигателей.

*Коллекторные электродвигатели.* Такие двигатели классифицируют по типу возбуждения и конструкции их якоря.

По типу возбуждения различают ЭД электромагнитного (с помощью обмотки возбуждения) и магнитоэлектрического (с помощью постоянных магнитов возбуждения). Первые в силу своей низкой удельной мощности не нашли широкого применения в силовых установках беспилотной авиации.

Постоянные магниты статора изготавливают из ферритов, сплавов на основе редкоземельных металлов (самарий-кобальт) или ниобия. Последние обладают особенно высокой коэрцитивной силой. Однако применение ниобиевых магнитов ограничивается температурой их эксплуатации в пределах до 150°C.

Коэффициент полезного действия (КПД) коллекторных ЭД не превышает 75%, поэтому для их надежной работы необходимо обеспечить хорошее охлаждение.

Для повышения суммарного КПД силовой установки БВ на ЭД устанавливается понижающий редуктор. Это позволяет снизить потребляемый ток от источника питания, что в конечном итоге увеличивает продолжительность полета БВ.

Ресурс коллекторного ЭД в основном определяется ресурсом щеточно-коллекторного узла и надежностью электрической изоляции обмоток ротора. Основные технические характеристики некоторых коллекторных двигателей, которые могут быть использованы в сверхлегких БВ, приведены в отмеченной выше работе.

*Бесколлекторные электродвигатели.* Бесколлекторный ЭД является бесконтактным аналогом коллекторного электродвигателя с щеточно-коллекторным узлом в виде электронного преобразователя.

Отличительными особенностями таких двигателей является простота конструкции, высокая технологичность изготовления и отсутствие щеточно-коллекторного узла. Коммутация индуктора производится с помощью специального электронного контроллера. Существуют два конструктивных решения этого класса ЭД:

- с использованием постоянных магнитов:
- по типу индукторных электрических машин (без постоянных магнитов).

На практике в основном применяют бесколлекторные ЭД с постоянными магнитами, так как они имеют меньшую массу и габариты по сравнению с индукторными двигателями при прочих равных параметрах.

В качестве постоянных магнитов, так же как и в коллекторных электродвигателях, используются магниты на основе ферритов или сплавов из редкоземельных металлов. В отли-

чие от коллекторных ЭД, в бесколлекторных двигателях обмотки индуктора расположены на статоре, а вращается ротор с установленными в нем магнитами. Отметим, что механическая прочность такой конструкции намного выше, а КПД бесколлекторных двигателей достигает значений 90%.

Основные технические характеристики некоторых зарубежных бесколлекторных электродвигателей, применяемых в силовых установках сверхлегких БЛА, даны в работе [2].

Рассмотрим вопросы применения ЭД в силовых установках БВ легкого, среднего и тяжелого классов [17].

Как известно, электрический привод широко используется в бортовом оборудовании современных самолетов и вертолетов. Входящие в его состав ЭД *постоянного и переменного тока* дополнительно подразделяются в зависимости от отсутствия или наличия обмотки на их роторе на *асинхронные и синхронные* двигатели. При этом отмечается, что ЭД переменного тока являются более экономичными и надежными.

Наибольшее распространение в силовом электроприводе ЛА получили трехфазные асинхронные ЭД с короткозамкнутым ротором. Для их работы используется стандартное бортовое напряжение – 115 В; 400 Гц.

В качестве недостатков, сдерживающих непосредственное применение существующих авиационных ЭД в силовых установках легких, средних и тяжелых оригинальных БВ, можно отметить небольшие значения их мощности – от нескольких Вт до нескольких кВт и значительное число оборотов – порядка  $10^4$  об/мин. [17]. Последнее связано с требованием минимизации массы двигателей.

В работах [1, 17] рассмотрены следующие варианты построения электрической силовой установки перспективных вертолетов:

- с электроприводом только рулевого винта;
- гибридной схемы;
- электроприводом маршевого двигателя с генераторным источником питания и с аккумуляторами в качестве таких источников;
- полностью электрическая силовая установка с топливными элементами в качестве источника питания.

Проведенный анализ показал, что масса узлов и компонентов вертолетов, которые могут быть заменены соответствующими электрическими устройствами (двигатель, трансмиссия, система управления двигателем, топливная система и др.), составляет порядка 27-40% от их взлетной массы [17].

В этой работе приведены следующие удельные массовые характеристики электрических устройств, предназначенных для использования в их электрифицированных силовых установках вертолетов, которые могут быть реализованы к настоящему времени:

1. Электропривод, включающий в себя электродвигатель с блоком управления:

- 0,5...1,0 кг/кВт (при мощности 25...50 кВт);
- 0,47...0,6 кг/кВт (при мощности 100...150 кВт);
- 0,35...0,4 кг/кВт (при мощности 200...250 кВт);
- 0,32 кг/кВт (при мощности более 300 кВт).

2. Электрогенератор:

- 0,45 кг/кВт (с приводом от поршневого двигателя легкого вертолета).

3. Преобразователи постоянного тока – 0,3 кг/кВт.

4. Аккумуляторы – 9 кг/(кВт·ч).

5. Топливные элементы совместно со вспомогательным оборудованием – 4,75 кг/кВт.

В Табл. 1.2 представлены прогнозные характеристики этих устройств на период с 2011 до 2050 годов [17].

Из таблицы следует, что применение для охлаждения электрооборудования вертолетов криогенных технологий, ожидаемое к 2030 г., позволит снизить удельную массу мощных электроприводов, генераторов и преобразователей в 3 раза по сравнению с современным уровнем.

Таблица 1.2

Тип устройства	Удельная масса, кг/кВт			
	2011 г. Современные технологии	2020 г. Эволюция технологий	2030 Криогенное охлаждение	2050 г. Сверх-проводимость
Электроприводы 20-50 кВт и > 300 кВт	0,5-1,0 0,32	0,2	0,1-0,15	0,01
Генераторы 100-150 кВт при $n < 10000$ об/мин	0,45	0,25-0,3	0,1	0,03
Преобразователи	0,3	0,15	0,1	0,03
Аккумуляторы	9,0	2,2	1,0-1,3	—

При этом к 2030 г. можно ожидать снижения удельной массы аккумуляторов в 9 раз, топливных элементов – в 7 раз. Использование эффекта сверхпроводимости, возможное не ранее 2050 г., позволит на порядок снизить удельную массу электроприводов, генераторов и преобразователей.

Возможность создания вертолета с полностью электрической силовой установкой появится при достижении значе-

ниями удельной массы его электрических компонентов следующих величин:

- электроприводы . . . . . 0,1 кг/кВт;
- генераторы . . . . . 0,08 кг/кВт;
- преобразователи . . . . . 0,1 кг/кВт;
- аккумуляторы . . . . . 1 кг/кВт·ч;
- топливные элементы . . . . . 0,7 кг/кВт;

На наш взгляд, развитие электрических двигателей для применения в качестве маршевых двигателей БВ должно проводиться в следующих направлениях:

1. Применение тяговых ЭД, используемых в современных и перспективных электромобилях [17].

2. Разработка специализированных маршевых ЭД для применения в силовых установках легких, средних и тяжелых БВ.

Первое направление использует достаточно богатый опыт мирового автомобилестроения, который уже сейчас имеет ЭД с приемлемыми характеристиками для применения в БВ легкого и среднего классов.

В Табл. 1.3 приведены характеристики некоторых современных легковых электромобилей и их электродвигателей [17].

В существующих образцах электромобилей наибольшее распространение получили тяговые асинхронные ЭД переменного тока и синхронные ЭД с постоянными магнитами.

В перспективе возможно дополнить ПД вертолета электродвигателем, увеличивающим его мощность на взлетном режиме с последующей работой последнего в полете в качестве генератора [17].

Для БВ отмеченных выше классов применение электрических силовых установок позволит заменить значительную

часть, а в перспективе все механические связи между агрегатами электрическими связями (см. Рис. 2.10-Рис. 2.13 работы [1]).

Таблица 1.3

№	Марки электромобилей	Масса снаряженная/полная, кг	Мощность двигателя, N, кВт	Время разгона, с	Максимальная скорость, V, км/ч	Число аккумуляторов / масса, кг	Запас хода на одной зарядке, км
1	Nissan Leaf E	1525/1965	80	11,9	144	24 (Li-Ion) /250	175
2	Volvo C30 Electric	1690/1995	82	10,9	130	23 (Li-Ion) /280	150
3	Renault Fluence	1605/2025	70	13	135	22 (Li-Ion) /398	185
4	El Lada	1250/1610	60	14	130	23/270	150

Перспективной задачей разработки специализированных ЭД для беспилотной авиации является резкое увеличение их мощности при минимальном возможном весе. Это позволит применить их на БВ среднего и тяжелого классов. В этом направлении фирма Siemens разработала авиационный ЭД весом 50 кг мощностью 260 кВт и числом оборотов 2500 об/мин. Удельная масса такого двигателя равна 0,192 кг/кВт, а удельная мощность – 5,2 кВт/кг. Этот пример показывает реальную перспективу создания полностью электрифицированных средних и тяжелых БВ.

Отметим, что для силовых установок БВ с маршевым ЭД методы выбора типа и мощности двигателя, выполнения тепловых расчетов и формирования систем его электропитания подробно рассмотрены в работе [17].

В этой же работе приведены параметры и характеристики некоторых отечественных бензиновых и дизельных ПД.

Как следует из материалов работы [1], в современной беспилотной вертолетной технике крайне редко применяются вертолетные ГТД, которые реализуются в виде *турбовальных двигателей* (ТВД) со свободной силовой турбиной [17]. Основной причиной является отсутствие к настоящему времени отечественных малоразмерных ТВД.

Для малых и средних БВ поршневые и электродвигатели составляют серьезную конкуренцию малоразмерным ТВД [17] за счет их низкого коэффициента полезного действия (не более 17%), который служит основным критерием эффективности вертолетных ГТД.

Несмотря на столь низкое значение этого коэффициента, малоразмерные ТВД имеют такие положительные свойства как многорежимность и высокую приемистость.

В статье [19] выделяется особый класс микро-ГТД, к которому относятся малоразмерные двигатели с тягой (15-500) Н и массой от нескольких сотен граммов до десятка килограммов. Отмечается со ссылками на зарубежные источники, что микро-ГТД не могут быть получены масштабированием большеразмерных ГТД и требуют глубокой разработки вопросов их теории, расчета, проектирования и производства, которые находятся в настоящее время на стадии предварительных исследований. При этом возникают значительные проблемы с моделированием тепловых процессов в микро-ГТД и расчетам лопаток его микротурбины. Вместе с тем в конце 2010 г. в США был представлен один из первых микро-ТВД с тягой 231 Н и степенью двухконтурности, равной 4, что подтверждает интерес к этому классу ГТД.

В работе [17] отмечается, что на малоразмерных скоростных БЛА могут применяться микро-ГТД, имеющие одноступенчатый компрессор, испарительную камеру сгорания, одноступенчатую осевую газовую турбину. В этой работе приводится общий вид такого двигателя и указывается на его недостатки.

Анализ литературы и специализированных Web-сайтов показал практически полное отсутствие современных отечественных малоразмерных ТВД, для непосредственного использования в силовых установках оригинальных БВ.

Из современных малоразмерных ГТД можно указать на разрабатываемый ОАО «Аэросила» турбовальный ГТД-250 «Роллер» для перспективных БВ, конструктивная схема которого имеет габариты 825×450×450 мм [17].

Двигатель имеет встроенный редуктор, имеющий скоростную ступень, с которой непосредственно снимается его эффективная мощность.

Описание разработанного в ЦИАМ на базе унифицированного газогенератора малоразмерного ТВД-300, предназначенного для легких самолетов и вертолетов, приведено в статье [19]. Вертолетный вариант этого двигателя без теплообменника имеет основные параметры, представленные в Табл. 1.4.

При использовании ТВД в беспилотной авиации необходимо указать на их значительную стоимость, которая в 8-10 раз превышает стоимость эквивалентных им поршневых двигателей (ПД) [17].

На наш взгляд, для массового производства оригинальных БВ, которые должны иметь минимальную стоимость, применение ТВД является экономически нецелесообразным. Такое же мнение было высказано М.Л. Милем в классической работе

[9], когда он обосновывал применение поршневых двигателей еще на заре советского вертолетостроения и реактивной эры.

Таблица 1.4

Взлетный режим	
Мощность, л.с.	303,8
Удельный расход топлива, кг/(л.с.·ч.)	0,389
Крейсерский режим	
Мощность, л.с.	216,2
Удельный расход топлива, кг/(л.с.·ч.)	0,372
Габаритные размеры и масса	
Длина, мм	910
Высота, мм	390
Ширина, мм	330
Масса двигателя, кг	≤ 60
Удельная масса двигателя, кг/л.с.	0,2

Отметим, что в работе [6] указывается на тот факт, что стоимость часа эксплуатации перспективных авиационных поршневых двигателей в несколько раз меньше, чем у газотурбинных двигателей. Штатные вертолетные ГТД используются в беспилотных вариантах существующих пилотируемых вертолетов различного назначения. Примером этого является вертолет Ми-34БП [1].

В работе [17] приведены следующие рекомендации:

- варианты БВ при  $(m_{\text{взл}}, V_{\text{max}}) = (10, 50)$  и  $(1000, 250)$  не могут быть реализованы при существующих образцах поршневых двигателей,
  - бензиновые двигатели могут применяться на беспилотных вертолетах при  $m_{\text{взл}} \in [10, 400]$  кг и  $V_{\text{max}} \in [100, 200]$  км/ч,
  - дизельные двигатели могут использоваться на БВ при значениях  $m_{\text{взл}} \in [200, 800]$  кг и  $V_{\text{max}} \in [150, 200]$  км/ч,
  - перспективные ТВД могут применяться для БВ с параметрами  $m_{\text{взл}} \in [800, 1000]$  кг и  $V_{\text{max}} \in [150, 250]$  км/ч.

В дальнейшем в этой книге будут рассмотрены методы предварительного проектирования БВ с наиболее распространенными в настоящее время бензиновыми маршевыми поршневыми двигателями.

### **1.3. Бортовое оборудование беспилотных вертолетов**

Подробное изложение состава этой важной компоненты БВ, стоимость которой по оценкам специалистов составляет 30-40% их стоимости, приведено в монографии [16].

Дадим на ее основе краткую характеристику бортовых компонентов и систем перспективных БВ, состав которых представлен на Рис. 1.6.

*Комплекс средств энергетического обеспечения* функционирования БВ, в который входят в общем случае электрические и гидравлические системы, включают в себя следующие элементы:

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

В указанной выше работе приводятся описания и перспективы развития классических систем электроснабжения и гидравлических систем. При этом приоритет в настоящее время отдается электрической энергии, что позволит реализовать концепцию «электрического» БВ [1]. В работе [21] для этого вводится и обосновывается понятие электроэнергетических комплексов беспилотной авиационной техники. В этой статье приводится концепция лазерной подзарядки в воздухе аккумуляторных батарей БЛА большой продолжительности полета с электрическими двигателями, которым можно отнести перспективные БВ разведки и мониторинга, а главное БВ-ретрансляторы [1].

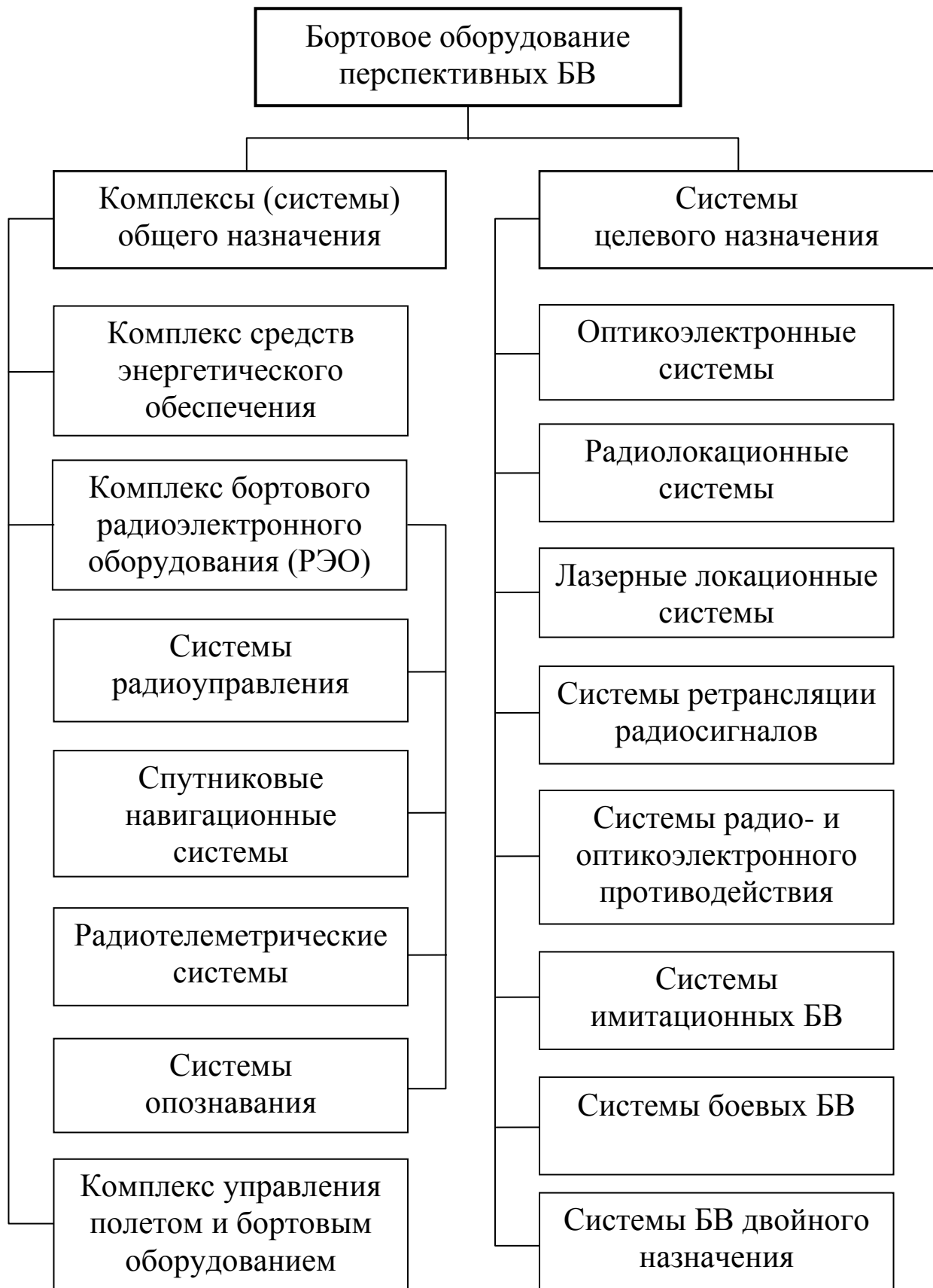


Рис. 1.6

Подробное описание и перспективы развития гидросистем, применяемых в традиционных системах управления БВ, приведено в работе [22]. Отметим, что по существующей статистике по пилотируемым вертолетам масса таких систем составляет 1-2% взлетной массы вертолета.

Другой важнейшей компонентой, обеспечивающей эффективное функционирование БВ, является *комплекс бортового РЭО*. Рассмотрим краткую характеристику входящих в него бортовых систем.

Основным элементом бортовой систем радиуправления вертолетом является информационно-командный радиоканал (ИКРК), предназначенный для передачи в пункт управления (ПУ) БВ данных о параметрах его полета и состояния бортовых систем, а также приема команд, поступающих от операторов ПУ. Эта система включает в себя антенно-фидерный тракт, приемопередатчик, блок шифрования/дешифрования поступающих сигналов и блок управления связью.

*Спутниковая навигационная система* предназначена для приема и обработки радиосигналов от навигационных спутниковых систем GPS и ГЛОНАС. В ее состав входят антенны, приемник и блок обработки и выдачи принятых сигналов.

*Радиометрическая система (РТС)* вертолета используется для передачи в ПУ с помощью ИКРК данных о техническом состоянии бортовых систем БВ. Эту информацию РТС получает путем измерения соответствующих параметров с помощью датчиков, установленных на борту БВ. Обязательным элементом РТС является коммутатор, с помощью которого производится их опрос в течение полета БВ. При использовании цифровых РТС и аналоговых датчиков в их состав входят аналого-цифровые преобразователи (АЦП).

Важным элементом бортового оборудования общего назначения перспективных военных и гражданских БВ должна

стать *бортовая система опознавания*. Эта система предназначена для обозначения принадлежности типа «свой» и определения «чужих» объектов при решении задач боевыми БВ и работе средств ПВО. В настоящее время такие системы у нас в стране и за рубежом строятся на основе принципов вторичной радиолокации и реализуются как запрос-ответные системы (ЗОС). Их применение подразумевает установку на борту БВ только ответчика для гражданских БВ и запросчика/ответчика для боевых БВ.

Отметим, что указанные выше системы составляют комплекс бортового РЭО вертолета.

Обязательным элементом любого перспективного БВ является аппаратно-программный *комплекс управления полетом и бортовым оборудованием* вертолета [16].

Типовой состав такого комплекса приведен на Рис. 1.7.

На этом рисунке использованы следующие обозначения:

- ДУС – датчик угловой скорости;
- АЦП – аналого-цифровой преобразователь;
- ЦАП – цифро-аналоговый преобразователь;
- БУЭО, БУОЭС, БУРЭО, БУЦО – блоки управления энергетическим оборудованием, оптико-электронными системами, радиоэлектронным и целевым оборудованием вертолета;
- СППК – система предполетного и послеполетного контроля бортового оборудования БВ;
- СБИ – система бортовых измерений РТС БВ;
- $\delta_{\text{нв}}$ ,  $\delta_{\text{рв}}$ ,  $\delta_{\text{ст}}$ ,  $\bar{n}$  – управляющие воздействия, подаваемые на несущий и рулевой винты, стабилизатор и маршевый двигатель вертолета.

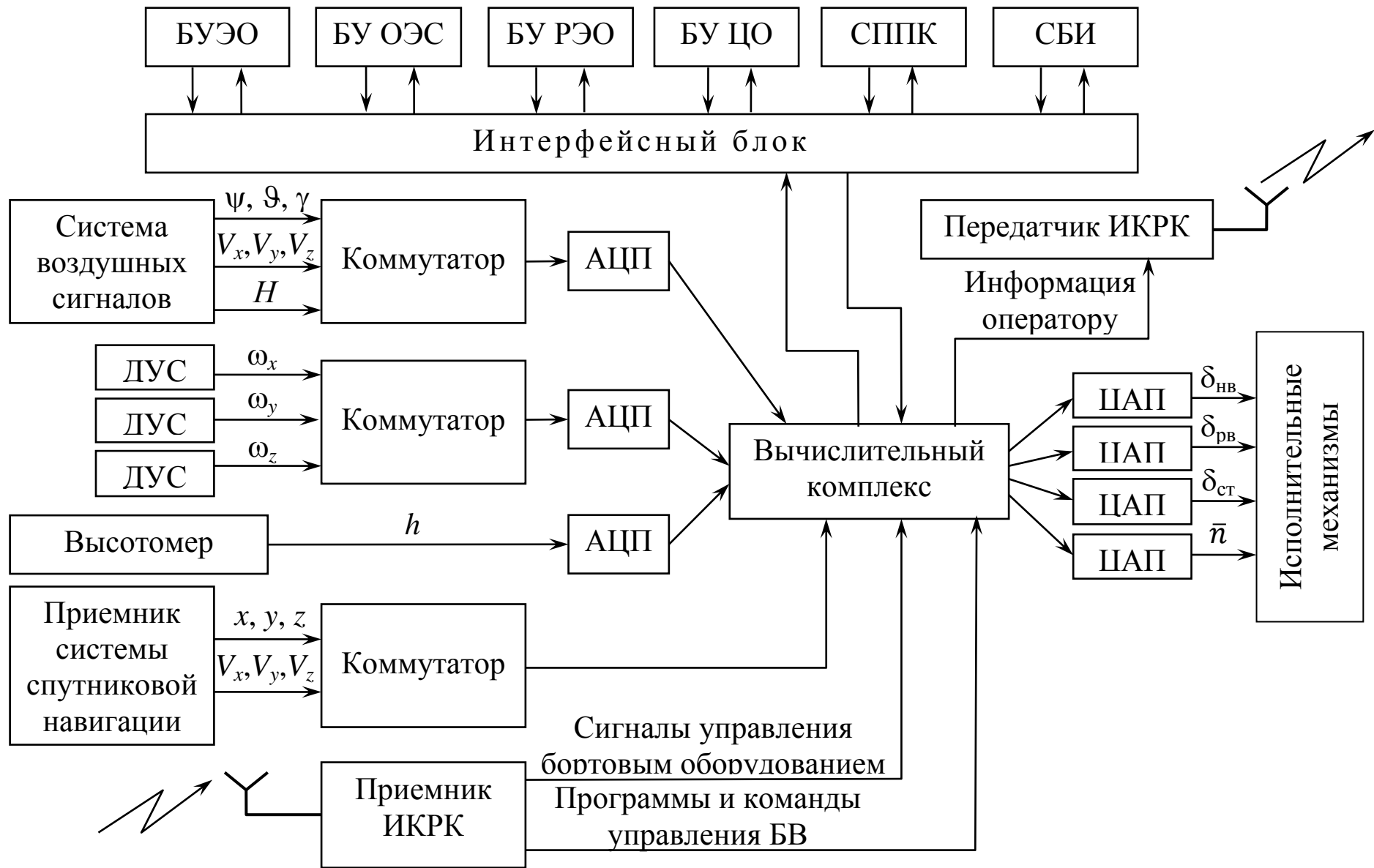


Рис. 1.7

Отметим особенность предлагаемого комплекса управления полетом и бортовым оборудованием БВ.

При разработке конкретного БВ в зависимости от его назначения часть элементов, представленных на Рис. 1.7, может отсутствовать или быть заменена на другие виды оборудования. Например, навигационные параметры БВ могут получаться с помощью бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), комплексированной с приемником GPS/ГЛОНАС.

При разработке вертолета описанные компоненты представляют собой готовые изделия (комплектующие). Это означает, что их состав при создании комплекса выбирается Разработчиком БВ в зависимости от его назначения и решаемых целевых задач. «Сборка» комплекса с разработкой схем сопряжения его элементов, а также блоков управления оборудованием, СППК и СБИ производится соответствующими подразделениями Разработчика вертолета.

Рассмотрим состав *комплексов целевого оборудования перспективных БВ.*

В настоящее время основным классом бортовых систем такого оборудования, применяемых практически на всех БЛА, являются *оптико-электронные системы (ОЭС).* Эти системы обеспечивают наблюдение за наземной (надводной) обстановкой в дневное время с помощью телевизионных систем (ТВС), а также в ночное время с использованием тепловизионных систем (ТПВС). В состав ОЭС включаются также лазерные целеуказатели-дальномеры для определения координат обнаруженных целей и их «подсветки» для применяемого в операции управляемого оружия.

В настоящее время в качестве универсального и перспективного средства разведки, наблюдения и целеуказания для беспилотной авиационной техники рассматривается *бортовая радиолокационная система* (РЛС) с синтезированием аппаратуры. Такие системы обладают всепогодностью, независимостью от времени суток и возможностью обнаружения замаскированных объектов и объектов, находящихся под прикрытием деревьев. Это позволяет заменять на борту ОЭС или дополнять их функции при решении задач обнаружения и целеуказания. Постановка задачи комплексирования ОЭС и РЛС для максимизации вероятности обнаружения объектов приведена в работе [16].

Перспективным средством разведки и наблюдения являются *лазерные локационные системы* (ЛЛС), которые обеспечивают эффективное решение этих задач в неблагоприятных условиях внешней среды. Это и другие свойства ЛЛС дают им ряд преимуществ по сравнению с ОЭС и РЛС. В настоящее время разрабатывается отечественная вертолетная система, которая реализуется как лазерная локационная телевизионная система (ЛЛТВС) [16].

Основным целевым оборудованием для БВ-ретрансляторов [1] является *система ретрансляции радиосигналов* удаленных наземных и воздушных абонентов. В настоящее время такое оборудование предлагается реализовать с использованием цифровых радиосигналов, которые позволяют обеспечить высокую степень защищенности системы ретрансляции от помех и воздействий систем радиоэлектронного противодействия [16].

Для перспективных боевых БВ и БВ-АЛЦ [1] предлагается использовать *бортовые системы радиоэлектронного и*

*оптикоэлектронного противодействия* средствам ПВО, которые включают в себя следующие компоненты [16]:

- аппаратура предупреждения о радиолокационном и лазерном облучении;
- аппаратура сигнализации о ракетной атаке;
- устройства выброса одноразовых передатчиков радиопомех и ложных тепловых целей;
- аппаратура постановки активных радиопомех;
- аппаратура постановки активных оптических помех.

Перспективные *имитационные БВ* [1], выступающие в качестве учебных АЛЦ, оснащаются следующим *целевым оборудованием* [16]:

- тепловые имитаторы воздушных целей (ВЦ);
- радиолокационные имитаторы ВЦ;
- аппаратура измерения промахов при стрельбе по АЛЦ ракетами.

Для имитационных БВ, применяемых при летных испытаниях новых и модифицируемых образцов вертолетов и их бортового оборудования, применяется бортовая аппаратура записи их контролируемых параметров и (или) радиотелеметрические системы.

В состав *целевого оборудования перспективных боевых БВ*, виды которых приведены в работах [1, 16], входят комплексы оружия, обеспечивающие применение:

- пушечного, ракетного и пулеметного вооружения;
- управляемых авиабомб и самоприцеливающихся боевых элементов.

Обязательными компонентами бортовых комплексов таких БВ являются запрос/ответчик опознавания целей и ОЭС, включающая в себя блоки ТВС, ТПВС, а также лазерный це-

леуказатель-дальномер. В перспективе возможно применение в качестве ОЭС лазерной локационной телевизионной системы (ЛЛТС), а также бортовых РЛС.

В работе [16] отмечается, что в составе бортового оборудования боевых БВ могут быть использованы взрывные устройства для их использования в режиме «камикадзе».

В монографии [1] был введен новый тип перспективных БВ – вертолеты двойного назначения.

Согласно этой работе к вертолетам двойного назначения относятся военные БВ вспомогательного назначения и гражданские БВ [1].

Состав комплексов целевого оборудования (ЦО) основных типов вспомогательных БВ военного назначения приведен на Рис. 1.8.

Представленные на этом рисунке два последних типа БВ являются новыми образцами беспилотной вертолетной техники.

Необходимость в грузовых БВ была обозначена в работе [16] как средство снабжения мобильных подразделений при проведении операции в тылу противника.

БВ-танкеры, на наш взгляд, кроме применения в отмеченных операциях могут быть использованы для обеспечения топливом вертолетных подразделений, 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.

**Комплексы ЦО вспомогательных БВ  
военного назначения**

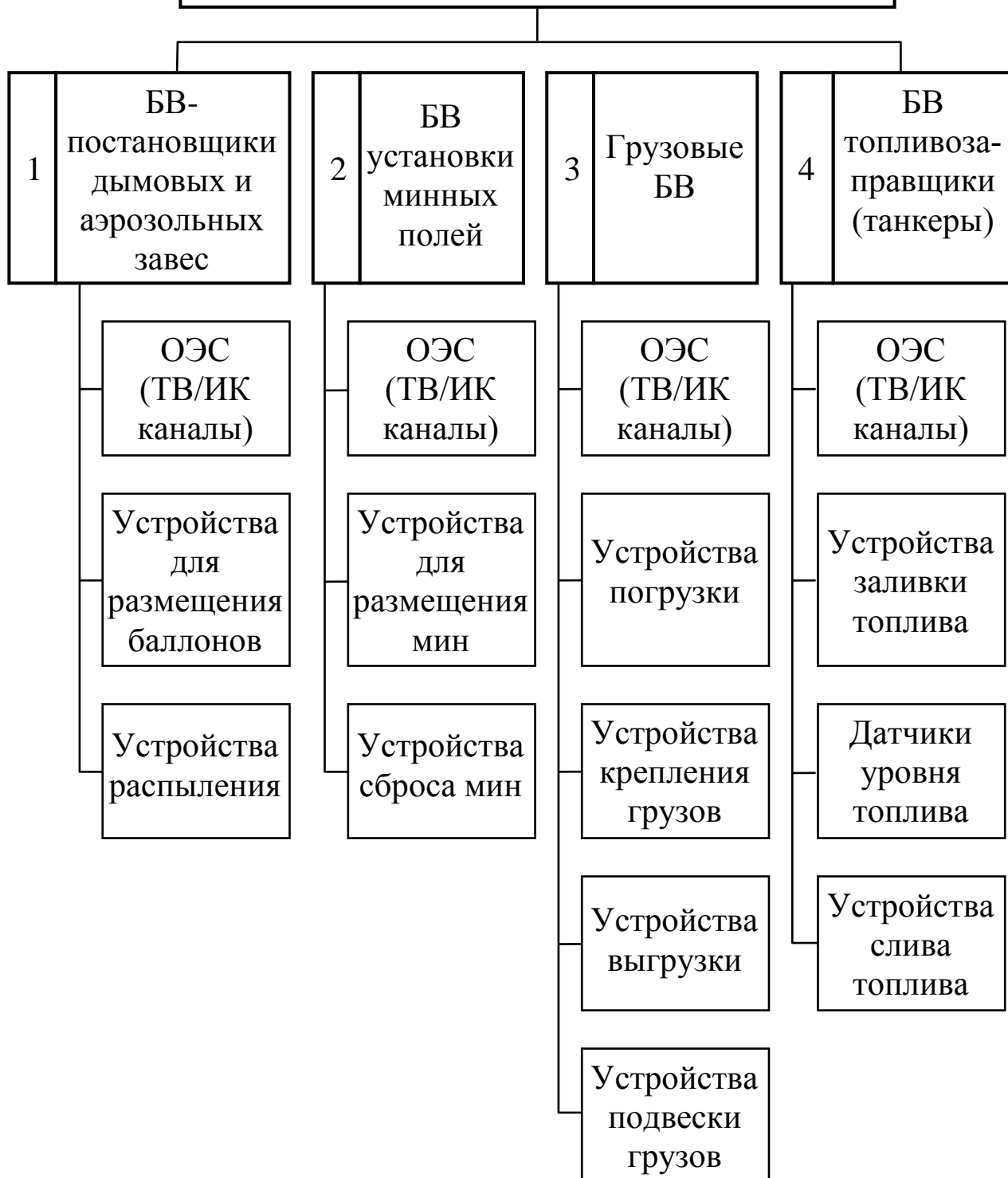


Рис. 1.8

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 при полетах на сверхмалой высоте, описанные в работе [1].

На наш взгляд, существующие массогабаритные характеристики отечественной противопожарной авиабомбы АСП-500 [16] не позволяют использовать в качестве ее носителя пожарные БВ среднего и тяжелого класса. Поэтому необходимо разработать варианты малогабаритных противопожарных бомб и ракет небольшого калибра с достаточно большой площадью пожаротушения для их подкрыльевой подвески на пожарных БВ среднего класса.

В работе [16] приведены с использованием информации ведущих зарубежных авиационно-технических изданий перспективы развития целевого оборудования беспилотной авиационной техники, включая и рассматриваемые БВ.

Приведенные в этой работе 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.

## 1.4. Исходные данные для предварительного проектирования беспилотных вертолетов

Проектирование вертолетной техники является весьма сложным развивающимся во времени процессом, включающим в себя решение разнообразных проектных задач и экспериментальных работ с возвратами на предшествующие стадии процесса для корректировки результатов предыдущих проектно-конструкторских решений [4, 5, 8, 9, 11-14].

Состав стадий и этапов разработки отечественных пилотируемых вертолетов приведен в работе [8]. Дадим их краткую характеристику применительно к созданию оригинальных образцов БВ.

Создаваемый вертолет должен полностью удовлетворять техническим требованиям и соответствовать технико-экономическим характеристикам, указанным в техническом задании на его проектирование.

*Техническое задание (ТЗ)*, которое формируется Разработчиком БВ совместно с его Заказчиком, содержит тактико-технические требования, обеспечивающие достижение требуемых летно-технических характеристик при минимальной стоимости производства и эксплуатации проектируемого образца вертолета.

В этом документе кроме назначения разрабатываемого БВ содержатся требования к следующим летно-техническим характеристикам: масса БВ, дальность полета, максимальная и крейсерская скорости, статический и динамический потолки вертолета, скороподъемность, мощность двигателя. Обязательным пунктом ТЗ является состав и требования к общему и целевому бортовому оборудованию БВ.

В ходе разработки ТЗ выполняются патентный поиск, анализ существующих технических решений в области беспилотной вертолетной техники, научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы. Основной задачей таких предпроектных исследований является поиск и экспериментальная проверка новых принципов функционирования проектируемого БВ и его элементов.

После утверждения ТЗ на вертолет в рамках его предварительного проектирования разрабатываются *технические предложения*, в которых для его выбранной схемы определяются в первом приближении по упрощенным моделям и методикам основные геометрические, массовые и энергетические параметры БВ и формируется его общий вид.

На стадии *эскизного проектирования* выбирается аэродинамическая схема, формируется облик вертолета и выполняется уточненный расчет основных параметров, обеспечивающих достижение заданных летно-технических характеристик. К таким параметрам относятся: масса вертолета, мощность двигательной установки, размеры несущего и рулевого винтов, масса топлива, масса агрегатов, параметры общего и целевого бортового оборудования. Результаты расчетов используются при разработке компоновочной схемы вертолета и составлении центровочной ведомости для определения положения центра масс БВ.

Конструирование отдельных агрегатов и узлов вертолета с учетом выбранных технических решений выполняется на стадии разработки *технического проекта*. При этом параметры спроектированных элементов вертолета должны удовлетворять значениям, соответствующим эскизному проекту. Часть параметров может быть уточнена с целью оптимизации кон-

струкции БВ. При техническом проектировании выполняются подробные аэродинамические, прочностные и другие расчеты узлов и агрегатов вертолета, выбор конструкционных материалов и их конструктивных схем.

На стадии *рабочего проекта* формируется комплект сборочных и детализованных чертежей вертолета, спецификаций комплектующих ведомостей, технологическая и эксплуатационная документация в соответствии с принятыми стандартами Единой системы конструкторской документации (ЕСКД).

На этой стадии проводятся прочностные и функциональные наземные испытания элементов и бортового оборудования БВ, выпускается окончательный комплект документации и изготавливается опытная партия БВ для проведения *летно-конструкторских испытаний*. Основной целью таких испытаний является анализ полного обеспечения выполнения приведенных в техническом задании летно-технических характеристик и эксплуатационных требований к разрабатываемому образцу БВ.

Как показала практика разработки пилотируемых вертолетов, стадия их рабочего проектирования занимает до 80% времени создания нового образца и до 85% материальных и финансовых затрат [5]. При этом наиболее ответственной стадией создания вертолета являются его эскизное проектирование, поскольку на этой стадии принимается до 80% основных проектных, технологических и организационных решений, обеспечивающих полное выполнение требований ТЗ.

Будем считать, что эти оценки соответствуют и процессам создания беспилотной вертолетной техники.

*В теории разработки сложных технических систем существенная роль отводится предпроектным исследованиям и разработкам, которые должны обеспечить разработку обоснованного технического задания на систему и решений, принимаемых на всех последующих стадиях ее проектирования.*

Будем считать, что основную часть таких исследований и разработок составляет предварительное проектирование будущего вертолета. Целью такой работы является «завязка» проекта [1], т.е. определение основных параметров БВ. Эти параметры могут и должны быть использованы при предварительных исследованиях динамики полета и управления вертолетом [25] и решении других, в частности, прочностных задач [1, 8, 13, 14].

Отметим значительную неопределенность понятия предварительного проектирования в существующих отечественных работах по созданию вертолетной техники.

В работе [2] такое проектирование без достаточного обоснования названо «обликовым» проектированием вертолета. Часто связывают предварительное проектирование с эскизным проектированием вертолета [4, 5, 11]. В монографии [12] такое проектирование называют предэскизным проектированием.

Под *предварительным проектированием БВ* будем понимать решение задач определения основных параметров и характеристик вертолета, необходимых и достаточных для формирования обоснованного ТЗ на создаваемое изделие.

При этом предполагается, что Заказчик формулирует основные требования к будущему БВ, реализуемость которых проверяется в результате его предварительного проектирования. В случаях нарушения этих требований производится пе-

решений. На наш взгляд, это позволит получить достаточно обоснованное ТЗ на БВ и использовать результаты предварительного проектирования в качестве основы для разработки эскизного проекта вертолета.

При разработке методов предварительного проектирования существенную роль играет перечень имеющихся исходных данных для его реализации.

Используя часть таких данных, приведенных в работе [2], будем считать, что при создании специализированных БВ Заказчик для решения стоящих перед ним задач формирует и передает Разработчику следующие исходные данные:

- радиус действия вертолета  $R$ ;
- максимальное полетное время  $\tau_{п}$ ;
- эксплуатационный интервал высот  $(h_{\min}, h_{\max})$  полета;
- статический потолок  $H_{ст}$ ;
- максимальная скорость  $V_{\max}$  полета;
- крейсерская скорость  $V_{кр}$  полета;
- предельное значение взлетной массы  $m_{взл}$  вертолета;
- требования к характеристикам общего и целевого бортового оборудования;
- перечень основных маневров БВ в зоне выполнения полетных заданий;
- ограничения на массогабаритные размеры БВ, связанные с его эксплуатацией.

Отметим, что маршевый двигатель и бортовое оборудование БВ выбираются Разработчиком и согласовываются с Заказчиком в процессе предварительного проектирования по методикам их многокритериальной оптимизации, описанным в Главах 3 и 4 настоящей работы.

В работе [1] для упрощения системы программного управления полетом БВ, а, следовательно, и их стоимости был введен типовой профиль полета беспилотных вертолетов различного назначения, представленный на Рис. 1.9.

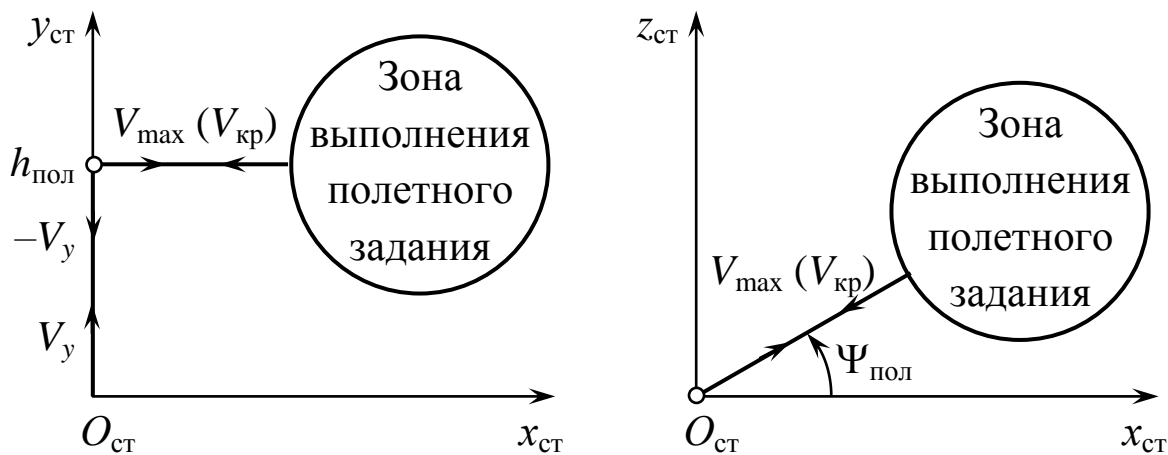


Рис. 1.9

Будем использовать его при разработке методов предварительного проектирования БВ на основе приведенных выше исходных данных.

На приведенном рисунке использована стартовая система координат  $O_{ст}x_{ст}y_{ст}z_{ст}$ , введенная в работе [1], с началом в точке взлета и посадки БВ.

Предлагаемый профиль полета БВ включает следующие режимы его движения:

1°. Вертикальный взлет со скоростью  $V_y$  до заданной высоты  $h_{пол}$  последующего полета БВ и зависание в конечной точке.

2°. Разворот в этой точке на курсовой угол  $\Psi_{пол}$  последующего полета вертолета в зону выполнения его полетного задания (ПЗ).

3°. Горизонтальный полет БВ в зону ПЗ с максимальной  $V_{max}$  или крейсерской  $V_{кр}$  скоростью.

4°. Обратный горизонтальный полет вертолета после выполнения ПЗ с этими скоростями в точку начала его посадки.

5°. Вертикальное снижение со скоростью ( $-V_y$ ) с высоты  $h_{\text{пол}}$  и приземление БВ.

Приведем пример исходных данных для предварительного проектирования БВ.

### Пример 1.1.

Пусть требуется разработать БВ для круглосуточного контроля газо- и нефтепроводов с помощью современных средств дистанционного мониторинга их состояния [2].

Будем считать, что Заказчиком сформулированы следующие требования к разрабатываемому вертолету:

- взлетная масса  $m_{\text{взл}}$  не более 180 кг;
- радиус действия  $R$  не менее 80 км;
- максимальная скорость полета  $V_{\text{max}}$  не менее 150 км/ч;
- максимальное полетное время  $\tau_{\text{п}}$  не менее 1,5 ч;
- максимальная высота полета  $h_{\text{max}} = 1000$  м;
- допустимые габариты вертолета:
  - диаметр несущего винта  $D_{\text{нв}}$  не более 3,2 м;
  - длина БВ  $D_{\text{бв}}$  без лопастей несущего винта не более 3,2 м;
  - ширина БВ  $Ш_{\text{бв}}$  без лопастей несущего винта не более 1,2 м;
  - высота БВ  $V_{\text{бв}}$  не более 1,5 м.

Для расчета характеристик БВ будем использовать исходные данные, представленные в Табл. 1.5.

Из этой таблицы следует, что масса полезной нагрузки, включающей в себя общее (ОБО) и целевое (ЦБО) бортовое оборудование, равна:

$$m_{\text{пн}} = m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}} = 31,5 + 4,5 = 36 \text{ кг,}$$

Отметим, что выбор двигателя для примера Главы 6 представлен в Главе 3, а выбор основной системы ЦБО приведен в Главе 4.

В следующей главе будут рассмотрены и проанализированы с точки зрения состава приведенных выше исходных данных существующие к настоящему времени методики предварительного проектирования вертолетной техники.

Таблица 1.5

Наименование полезной нагрузки	Масса, кг	Габариты, мм			Примечания
		Длина	Ширина	Высота	
Общее бортовое оборудование					
СЭО	5 + 10	—	—	—	5 кг – блоки 10 кг – провода
Комплекс управления полетом	10	250	200	100	2 блока по 5 кг
Радиовысотомер	1,5	150	150	50	Антенны
СНС	1,0	100	100	50	Антенны
Аппаратура ИКРК	4,0	400	150	200	Антенны
Целевое бортовое оборудование					
ОЭС RAV-165-ND	3,5	225	165	165	
Газоанализатор	1,0	120	80	60	
Маршевый двигатель					
Для примеров Главы 2					
Двухтактный бензиновый двухцилиндровый поршневой двигатель АПД-500	29	790	570	440	$N_{взл} = 57$ л.с. $N_e = 25,1$ л.с. $N_{мг} = 11,4$ л.с. $c_e =$ $0,19$ кг/л.с.·ч $n_{дв} =$ $3000$ об/мин
Для примера Главы 6					
Поршневой двигатель П-032	13,1	820	600	500	$N_{взл} = 45$ л.с. $N_e = 32$ л.с. $N_{мг} = 20$ л.с. $c_e =$ $0,24$ кг/л.с.·ч $n_{дв} =$ $6000$ об/мин

## **Глава 2. АНАЛИЗ И АДАПТАЦИЯ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДОВ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**

К настоящему времени, начиная с 50-х годов прошлого века, опубликовано достаточно небольшое число отечественных работ, посвященных предварительному проектированию вертолетной техники [2, 4, 5, 8, 9, 11-13]. Практически во всех этих работах рассматриваются процессы проектирования пилотируемых вертолетов. Исключением является классическая, но малодоступная работа [2], в которой предлагается метод предварительного проектирования беспилотной винтокрылой (вертолетной) техники. Отсюда возникает задача изложения существующих на сегодняшний день методов, их анализ и адаптация (модификация) применительно к процессу предварительного проектирования оригинальных БВ [1]. Отметим, что такая адаптация должна осуществляться применительно к современным обозначениям проектных параметров и составу исходных данных для предварительного проектирования одновинтовых БВ, предложенных в Разд. 1.4.

В главе приводятся примеры определения проектных параметров и характеристик БВ с использованием некоторых из адаптированных методик.

### **2.1. Метод И.П. Братухина**

Данный метод, описанный в работе [4], является первым из отечественных методов предварительного проектирования пилотируемых вертолетов с поршневыми маршевыми двигателями (ПД) [17]. В этой книге был обобщен большой опыт основоположника отечественного вертолетостроения проф. И.П. Братухина и значительный статистический материал по

существующим к тому времени образцам зарубежной вертолетной техники легкого и среднего классов. Некоторые статистические данные по одновинтовым вертолетам в новых обозначениях представлены в Табл. 2.1-2.4.

В Табл. 2.1 использованы следующие обозначения:

$m_{\text{взл}}$  – взлетная масса вертолета;  $m_{\text{т}}$  – масса бортового запаса топлива;  $R$  – радиус действия.

Таблица 2.1

Номер образца вертолетов	$m_{\text{взл}}$ , кг	$m_{\text{т}}$ , кг	$\mu_{\text{топ}} = \frac{m_{\text{т}}}{m_{\text{взл}}}$	$2R$ , км
1	680	54	0,0795	330
2	900	80	0,0890	320
3	1070	85	0,0795	275
4	1020	75	0,0750	336
5	1090	75	0,0690	210
6	1225	170	0,1390	640
7	1270	140	0,1100	640
8	1360	210	0,1540	640
9	2360	205	0,0865	500
10	2500	310	0,1240	480
11	2590	310	0,1195	480
12	3130	540	0,1725	800

Отметим, что применение ПД для легких и средних вертолетов, осуществляющих полеты на небольших высотах с малыми скоростями, был обоснован его учеником М.Л. Милем в коллективной монографии [9].

Вместе с тем, следует отметить, что материал книги [4], посвященный определению начального приближения проектных параметров вертолета, слабо структурирован. Поэтому предлагаемый в ней метод для применения к проектированию одновинтовых БВ с взлетной массой до 2000 кг должен быть существенным образом переработан.

Таблица 2.2

Номер образца вертолета	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
$m_{\text{взл}}, \text{КГ}$	600	680	900	1000	950	950	1020	1070	1090	1090	1135	1150	1225	1270	1360
$m_{\text{пус}}, \text{КГ}$	400	435	—	640	625	670	655	635	780	795	790	735	825	910	870
$m_{\text{п.н.}}, \text{КГ}$	200	245	—	360	325	280	365	435	310	295	345	415	400	360	490
$k, \%$	33,3	36,1	—	36,0	34,2	29,6	35,5	40,3	28,3	27,8	30,5	36,0	32,7	28,6	36
$N_e, \text{Л.С.}$	105	125	145	186	200	200	178	200	178	200	200	200	245	275	245
$q, \text{Л.С.}$	5,7	5,43	6,2	5,4	4,75	4,75	5,74	5,3	6,1	5,05	5,56	5,75	5,0	4,62	5,55
$D_{\text{нв}}, \text{М}$	8	8,88	9,75	9,75	11,0	12,0	10,7	10,7	10,35	10,7	10,7	11,6	10,0	11,4	12,2
$F_{\text{нв}}, \text{М}^2$	50	62	75	75	95,0	113	90	90	84,5	90	90	106	79	102	117
$p, \text{КГ/М}^2$	12	10,95	12,1	13,3	10,0	8,5	11,45	12,0	12,9	12,2	12,75	10,8	15,5	12,45	11,6
$q\sqrt{p},$ $\text{КГ}^{3/2}/\text{М Л.С.}$	19,7	18,0	21,6	19,7	15,8	13,9	19,4	17,45	21,9	17,6	19,85	18,3	19,7	16,3	18,9
$V_v, \text{М}$	1,0	1,0	—	—	2,0	1,5	2,0	2,2	—	—	—	—	—	—	1,5
$n_{\text{нв}}, \text{ОБ/МИН}$	—	390	330	345	360	—	320	320	—	327	327	—	300	332	239
$U_{\text{нв}}$	—	180	163	176	208	—	179	179	—	183	183	—	157	198	152
$V_{\text{кр}}, \text{КМ/Ч}$	105	96	130	160	128	130	120	128	120	112	112	110	155	128	137
$V_{\text{мах}}, \text{КМ/Ч}$	—	105	150	185	147	177	135	155	135	135	135	130	180	—	177
$\sigma_{\text{нв}}$	—	—	0,05	0,05	0,036	—	0,03	0,035	—	0,03	0,03	—	—	—	0,063

Таблица 2.3

Номер образца вертолета	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
$m_{\text{ВЗЛ}}, \text{ КГ}$	600	580	900	950	950	1020	1070	1225	1270	1450	2020
$D_{\text{НВ}}, \text{ М}$	8	8,84	9,75	11,04	12	10,7	10,7	10,0	11,38	13,72	14,5
$N_{\text{е}}, \text{ Л.С.}$	105	125	145	200	200	178	200	245	275	245	450
$d_{\text{рв}}, \text{ М}$	1,68	1,68	1,63	1,73	2,4	1,67	1,73	1,62	1,9	2,44	2,3
$n_{\text{рв}},$ ОБ/МИН	—	—	—	1800	—	1875	1800	—	1800	1200	1460
$U_{\text{рв}}$	—	—	—	163	—	166	157	—	179	155	176
$\frac{d_{\text{рв}}}{D_{\text{НВ}}}$	0,21	0,19	0,167	0,148	0,2	0,155	0,162	0,162	0,15	0,177	0,159
$\sigma_{\text{рв}}$	—	—	—	0,095	—	—	0,092	—	—	—	—

Таблица 2.4

Номер образца вертолета	1	2	3	4	5
Площадь оперения					
вертикального $S_{\text{верт}}, \text{м}^2$	—	—	—	—	2,8
горизонтального $S_{\text{гор}}, \text{м}^2$	2,46	0,372	0,274	0,423	2,38
Расстояние от оси несущего винта до оперения $L, \text{м}$	5,2	4,6	9,9	8,43	3,496
Относительная площадь оперения					
вертикального $\frac{S_{\text{верт}}}{F_{\text{НВ}}}, \%$	—	—	—	—	1,465
горизонтального $\frac{S_{\text{НВ}}}{F_{\text{НВ}}}, \%$	0,274	0,41	0,158	0,206	1,245

Выделим в процессе предварительного проектирования БВ следующие взаимосвязанные основные этапы:

1. Определение проектных параметров, относящихся к несущему и рулевому винтам и корпусу БВ.
2. Расчет массовых характеристик вертолета.

Взлетная масса БВ определяется из выражения вида:

$$m_{\text{взл}} = \frac{m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}}{k}, \quad (2.1.1)$$

где  $m_{\text{обо}}$ ,  $m_{\text{цбо}}$  – известные массы общего и целевого бортового оборудования, составляющих его полезную нагрузку;  $k$  – коэффициент весовой отдачи вертолета, который предлагается выбирать из интервала:

$$0,28 \leq k \leq 0,4, \quad (2.1.2)$$

основанного на приведенной выше статистике по одновинтовым вертолетам.

В основу соотношения (2.1.1) положено определение коэффициента весовой отдачи БВ, который определяется как:

$$k = \frac{m_{\text{ПН}}}{m_{\text{ВЗЛ}}},$$

где

$$m_{\text{ПН}} = m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}.$$

Радиус несущего винта (НВ) вертолета в метрах будем определять по формуле:

$$R_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{m_{\text{ВЗЛ}}}{\pi p}}. \quad (2.1.3)$$

Значение нагрузки  $p$  на ометаемую НВ площадь для вертолетов массой до 5000 кг выбирается из интервала:

$$10 \leq p \leq 16 \text{ кг/м}^2. \quad (2.1.4)$$

Площадь, ометаемая НВ, вычисляемая на основе выражений (2.1.1)-(2.1.4), определяется как:

$$F_{\text{НВ}} = \pi R_{\text{НВ}}^2. \quad (2.1.5)$$

Обороты НВ выбираются с учетом допустимого значения окружной скорости  $U_{\text{НВ}}$  концов его лопастей, обеспечивающей отсутствие срыва потока обтекающего их воздуха. Эта скорость вычисляется по формуле:

$$U_{\text{НВ}} = \omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}}, \quad (2.1.6)$$

где  $\omega_{\text{НВ}}$  – угловая скорость вращения НВ ( $\text{с}^{-1}$ ).

Для легких вертолетов с максимальной скоростью полета до 200-250 км/ч рекомендуется использовать значения:

$$U_{\text{НВ}} = (160-180) \text{ м/с}. \quad (2.1.7)$$

Отсюда с использованием выражения (2.1.6) имеем, что:

$$\omega_{\text{НВ}} = \frac{U_{\text{НВ}}}{R_{\text{НВ}}}. \quad (2.1.8)$$

При этом число оборотов в минуту НВ будет равно [1]:

$$n_{\text{НВ}} = \frac{30\omega_{\text{НВ}}}{\pi}. \quad (2.1.9)$$

Коэффициенты тяги НВ при полетах БВ на высотах  $h_{\text{min}}$  и  $h_{\text{max}}$  вычисляются по формулам вида:

$$c_T(h_{\text{min}}) = \frac{2p}{\rho(h_{\text{min}})(\omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}})^2};$$

$$c_T(h_{\text{max}}) = \frac{2p}{\rho(h_{\text{max}})(\omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}})^2}. \quad (2.1.10)$$

Здесь  $\rho(h_{\text{min}})$  и  $\rho(h_{\text{max}})$  – значения плотности воздуха на границах эксплуатационного интервала высот  $[h_{\text{min}}, h_{\text{max}}]$  разрабатываемого БВ;  $R_{\text{НВ}}$  и  $\omega_{\text{НВ}}$  – результаты расчетов по формулам (2.1.1) и (2.1.8) после выбора соответствующих значений из условий (2.1.4) и (2.1.7).

Коэффициент  $\sigma_{\text{НВ}}$  заполнения НВ можно определить из выражения:

$$\sigma_{\text{НВ}} = \sigma_{1,\text{cp}} z_{\text{НВ}}, \quad (2.1.11)$$

где  $\sigma_{1,\text{cp}} = (0,015-0,018)$  – среднее статистическое значение коэффициента заполнения винта на одну лопасть;  $z_{\text{НВ}}$  – число лопастей НВ, выбранное из интервала 2-4.

Радиус РВ определяется как:

$$R_{\text{РВ}} = (0,16-0,20) R_{\text{НВ}}. \quad (2.1.12)$$

Обороты  $n_{\text{РВ}}$  этого винта вычисляются по формулам, аналогичным выражениям (2.1.8), (2.1.9) с учетом (2.1.12) при значениях окружной скорости  $U_{\text{РВ}}$  его лопастей, выбираемой из интервала:

$$U_{\text{РВ}} = (163-190) \text{ м/с}. \quad (2.1.13)$$

Коэффициент  $\sigma_{\text{РВ}}$  заполнения РВ из статистики выбирается из следующего интервала:

$$\sigma_{pв} = 0,092-0,095. \quad (2.1.14)$$

Рассмотрим методику определения массовых характеристик БВ, которые используют значение его взлетной массы  $m_{взл}$  (см. выражения (2.1.2) и (2.1.3)).

Масса нетипового корпуса БВ, включая его хвостовую балку (ХБ), вычисляется как:

$$m_{кор} = (0,12-0,15)m_{взл}. \quad (2.1.15)$$

При этом масса ХБ составляет величину:

$$m_{хб} = (0,13-0,16)m_{кор}. \quad (2.1.16)$$

Площадь крыла БВ вычисляется следующим образом:

$$S_{кр} = (0,06-0,08) F_{нв}. \quad (2.1.17)$$

Тогда его масса будет равна:

$$m_{кр} = (17-21)S_{кр}. \quad (2.1.18)$$

Площадь киля (вертикального оперения) для такого корпуса БВ составляет величину:

$$S_{к} = 0,0294 F_{нв}, \quad (2.1.19)$$

а его масса вычисляется как:

$$m_{к} = (4,0-4,6)S_{к}. \quad (2.1.20)$$

Соответственно, площадь и масса стабилизатора (горизонтального оперения) будут равны:

$$S_{ст} = (0,0016-0,0041) F_{нв}, \quad (2.1.21)$$

$$m_{ст} = (5,5-6,3)S_{ст}. \quad (2.1.22)$$

При этом величина  $F_{нв}$ , входящая в выражения (2.1.17), (2.1.9) и (2.1.21), вычисляется по формуле (2.1.5).

Масса НВ, включающая в себя массы лопастей и втулки с крепежными элементами, определяется по формуле:

$$m_{нв} = k_{нв}m_{взл}, \quad (2.1.23)$$

где значение коэффициента  $k_{нв}$  для широко используемых трехлопастных винтов выбирается из интервала:

$$0,09 \leq k_{нв} \leq 0,13. \quad (2.1.24)$$

Масса РВ, включающая массы лопастей, втулки и механизма управления его шагом, составляет величину:

$$m_{\text{РВ}} = 0,001 m_{\text{ВЗЛ}}. \quad (2.1.25)$$

Масса агрегатов управления НВ (автомат перекоса, гидроагрегаты, тяги и др.) вычисляется как:

$$m_{\text{ау}} = (0,03-0,038) m_{\text{ВЗЛ}}. \quad (2.1.26)$$

Масса поршневого двигателя БВ определяется через взлетную массу БВ следующим образом:

$$m_{\text{ДВ}} = (0,14-0,22)m_{\text{ВЗЛ}}. \quad (2.1.27)$$

или через его номинальную мощность  $N_e$  (л.с.) как:

$$m_{\text{ДВ}} = (0,66-1,20)N_e. \quad (2.1.28)$$

При детализации масс агрегатов силовой установки используются следующие оценки:

- масса рамы двигателя с креплениями:

$$m_{\text{рамы}} = (0,025-0,035)N_e; \quad (2.1.29)$$

- масса вентилятора системы охлаждения двигателя:

$$m_{\text{вент}} = (0,022-0,030)N_e; \quad (2.1.30)$$

- масса капота двигателя:

$$m_{\text{кап}} = (0,020-0,030)N_e; \quad (2.1.31)$$

- масса системы питания:

$$m_{\text{СП}} = (0,043-0,062)N_e; \quad (2.1.32)$$

- масса системы всасывания и выхлопа:

$$m_{\text{СВВ}} = (0,015-0,025)N_e; \quad (2.1.33)$$

- масса бензо- и маслопроводов:

$$m_{\text{БМ}} = (0,012-0,024)N_e; \quad (2.1.34)$$

- масса системы запуска:

$$m_{\text{СЗ}} = (0,015-0,033)N_e; \quad (2.1.35)$$

- масса системы управления двигателем:

$$m_{\text{СУД}} = (0,0083-0,0118)N_e; \quad (2.1.36)$$

При этом бóльшие значения коэффициентов в этих выражениях используются для небольших значений  $N_e$ , а меньшие – для мощных двигателей БВ.

При задании типа маршевого двигателя БВ расчет по формуле (2.1.27) не производится, величины  $m_{дв}$  и  $N_e$  берутся из его паспортных данных.

Таким образом, масса силовой установки БВ будет равна:

$$m_{су} = m_{дв} + m_{рамы} + m_{вент} + m_{кап} + \\ + m_{сп} + m_{свв} + m_{бм} + m_{сз} + m_{суд}. \quad (2.1.37)$$

Оценка радиуса действия БВ определяется по формуле вида:

$$R = 0,5V_{max}\tau_{п}. \quad (2.1.38)$$

где  $V_{max}$  – максимальная скорость полета;  $\tau_{п}$  – полетное время БВ.

Масса топлива, выраженная через величины максимального полетного времени  $\tau_{п}$  разрабатываемого вертолета и часовой расход топлива  $c_e$  выбранного двигателя, будет равна:

$$m_T = 1,1c_e\tau_{п}N_e. \quad (2.1.39)$$

Отметим, что в этой формуле учитывается 10% дополнительного (навигационного) запаса топлива на борту БВ.

Общая масса трансмиссии БВ, выраженная через значение  $m_{взл}$ , определяется как:

$$m_{тр} = (0,078-0,093)m_{взл}. \quad (2.1.40)$$

С использованием значения мощности двигателя БВ имеем, что:

$$m_{тр} = (0,42-0,50)N_e. \quad (2.1.41)$$

Детализация масс агрегатов трансмиссии конкретизируется следующим образом:

- масса редуктора НВ:

$$m_{рнв} = (0,23-0,30)N_e; \quad (2.1.42)$$

- масса редуктора РВ:

$$m_{ppb} = (0,024-0,028)N_e; \quad (2.1.43)$$

- масса одного погонного метра:

а) главного вала:

$$m_{гв} = (0,028-0,038)N_e; \quad (2.1.44)$$

б) хвостового вала:

$$m_{хв} = (0,0058-0,0085)N_e; \quad (2.1.45)$$

Отметим, что в типовом корпусе БВ хвостовой вал отсутствует.

- масса карданного соединения валов:

$$m_{kc} = (0,028-0,032)N_e; \quad (2.1.46)$$

- масса муфт сцепления и свободного хода:

$$m_{mc} = (0,07-0,09)N_e; \quad (2.1.47)$$

$$m_{mcx} = (0,012-0,020)N_e; \quad (2.1.48)$$

- масса тормоза НВ:

$$m_{тнв} = (0,003-0,004)N_e; \quad (2.1.49)$$

Отметим, что в приведенных выше зависимостях были использованы коэффициенты, сформированные на основе данных Табл. 2.1-Табл. 2.4.

После расчета оценок массовых характеристик разрабатываемого БВ необходимо проверить выполнение требования:

$$m_{взл} \leq m_{взл}^{(пред)}, \quad (2.1.50)$$

где  $m_{взл}^{(пред)}$  – заданное Заказчиком в исходных данных для предварительного проектирования вертолета предельное значение взлетной массы БВ по условиям его эксплуатации.

Если это неравенство не выполняется, то в выражении (2.1.2) необходимо выбрать другие значения коэффициента  $k$  из интервала его значений (2.1.3) до выполнения требования (2.1.50).

Приведенные значения  $k$  можно уточнить, используя следующий прием.

Подставим в неравенство (2.1.50) правую часть выражения (2.1.2):

$$\frac{m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}}{k} \leq m_0^{(\text{пред})}.$$

Отсюда получаем, что:

$$k \geq \frac{m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}}{m_{\text{взл}}^{(\text{пред})}} = k^*. \quad (2.1.51)$$

Если получаемое значение  $k^*$  принадлежит интервалу  $[0,28; 0,4]$ , то добиться выполнения требования (2.1.51) можно подбором указанного в выражении (2.1.3) значения коэффициента весовой отдачи БВ.

Можно провести оценку возможных значений взлетных масс разрабатываемого БВ при использовании граничных значений коэффициента  $k$ :

$$\frac{m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}}{0,4} \leq m_{\text{взл}} \leq \frac{m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}}{0,28}; \quad (2.1.52)$$

$$2,5(m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}) \leq m_{\text{взл}} \leq 3,571(m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}).$$

Отметим, что полученное значение  $m_{\text{взл}}$  является только начальной оценкой взлетной массы БВ, которая подлежит уточнению на последующих этапах проектирования.

Приведем пример расчета параметров БВ по методу И.П. Братухина.

В этом и последующих примерах данной главы используются исходные данные из Примера 1.1. Кроме того, если используемые эмпирические коэффициенты заданы интервалами их изменения, то для расчетов берутся средние значения соответствующих коэффициентов.

Все расчеты в этом и других примерах этой работы выполнены в пакете MathCad без округления полученных результатов.

### Пример 2.1.

Применяемые исходные данные имеют следующие значения:

$$\begin{aligned}V_{\max} &= 150 \text{ км/ч}; \quad \tau_{\Pi} = 1,5 \text{ ч}; \quad h_{\max} = 1000 \text{ м}; \quad m_{\text{дв}} = 29 \text{ кг}; \\N_e &= 25 \text{ л.с.}; \quad N_{\max} = 57 \text{ л.с.}; \quad n_{\text{дв}} = 3000 \text{ об/мин}; \\c_e &= 0,19 \text{ кг/л.с.}\cdot\text{ч}; \quad \rho(1000) = 1,1117 \text{ кг/м}^3; \quad \rho(0) = 1,125 \text{ кг/м}^3; \\p &= 0,5(10 + 16) = 13 \text{ кг/м}^2; \quad U_{\text{нв}} = 0,5(160 + 180) = 170 \text{ м/с}; \\U_{\text{рв}} &= 0,5(163 + 190) = 176,5 \text{ м/с}.\end{aligned}$$

Взлетная масса БВ, вычисленная по формуле (2.1.1), равна:

$$m_{\text{взл}} = 105,882 \text{ кг}.$$

Используя формулу (2.1.3), получаем, что радиус несущего винта (НВ) имеет следующие значения:

$$R_{\text{нв}} = 1,610 \text{ м}.$$

Из выражения (2.1.5) следует, что площадь, ометаемая НВ, будет равна:

$$F_{\text{нв}} = 8,145 \text{ м}^2.$$

Угловая скорость вращения НВ, вычисленная по формуле (2.1.8) имеет значение:

$$\omega_{\text{нв}} = 105,581 \text{ с}^{-1}.$$

Отсюда число оборотов НВ согласно выражению (2.1.9) будет равно

$$n_{\text{нв}} = 1008,220 \text{ об/мин}.$$

Коэффициенты тяги НВ БВ на высотах  $h_{\min}$  и  $h_{\max}$ , вычисленные по формулам (2.1.10), имеют следующие значения:

$$c_{\text{т}}(h_{\min}) = 0,00080, \quad c_{\text{т}}(h_{\max}) = 0,00081.$$

Коэффициент заполнения НВ, определенный из выражения (2.1.11) при среднем статистическом значении коэффици-

ента заполнения винта на одну лопасть  $\sigma_{1,ср} = 0,0165$  и числе лопастей НВ  $z_{НВ} = 3$ , равен:

$$\sigma_{НВ} = 0,0495.$$

Радиус РВ, определенный из соотношения (2.1.12), имеет следующее значение:

$$R_{рв} = 0,290 \text{ м.}$$

Число оборотов РВ, вычисленное по формулам, аналогичным выражениям (2.1.8), (2.1.9) с учетом (2.1.12) при значении его окружной скорости, равной  $U_{рв} = 176,5$  м/с, будут равны:

$$n_{рв} = 5815,384 \text{ об/мин.}$$

Коэффициент заполнения РВ выбран равным:

$$\sigma_{рв} = 0,0935.$$

Угловая скорость, полученная по формуле, аналогичной выражению (2.1.8), равна:

$$\omega_{рв} = 608,986 \text{ с}^{-1}.$$

Масса нетипового корпуса БВ, включая его хвостовую часть, вычисленная из соотношения (2.1.15), будет равна:

$$m_{кор} = 14,294 \text{ кг.}$$

При этом масса хвостовой балки БВ согласно формуле (2.1.16) составила величину:

$$m_{хб} = 2,073 \text{ кг.}$$

Площадь крыла БВ, вычисленная согласно выражению (2.1.17), имеет следующее значение:

$$S_{кр} = 0,57 \text{ м}^2.$$

Тогда его масса, определяемая по формуле (2.1.18), будет равна:

$$m_{кр} = 10,833 \text{ кг.}$$

Площадь киля БВ согласно выражению (2.1.19) составляет величину:

$$S_k = 0,239 \text{ м}^2,$$

а его масса, вычисленная по формуле (2.1.20), будет равна:

$$m_k = 1,030 \text{ кг.}$$

Площадь и массу стабилизатора, получаемые по формулам (2.1.21) и (2.1.22), будут соответственно равны:

$$S_{ст} = 0,023 \text{ м}^2, \quad m_{ст} = 0,137 \text{ кг.}$$

Масса НВ согласно выражению (2.1.23) равна:

$$m_{НВ} = 11,647 \text{ кг.}$$

Масса РВ, включающая массы лопастей, втулки и механизма управления его шагом, определяемая по формуле (2.1.25), составляет величину:

$$m_{РВ} = 0,110 \text{ кг.}$$

Масса агрегатов управления НВ согласно формуле (2.1.26) будет равна:

$$m_{ау} = 3,600 \text{ кг.}$$

Масса поршневого двигателя, определенная по формуле (2.1.27), равна:

$$m_{дв} = 19,059 \text{ кг}$$

или по формуле (2.1.28) через номинальную мощность выбранного двигателя:

$$m_{дв} = 23,343 \text{ кг.}$$

Детализация масс агрегатов силовой установки, выполненная по формулам (2.1.29)-(2.1.36), имеет следующие значения:

- масса рамы двигателя с креплениями:

$$m_{рамы} = 0,753 \text{ кг};$$

- масса вентилятора системы охлаждения двигателя:

$$m_{вент} = 0,653 \text{ кг};$$

- масса капота двигателя:

$$m_{кап} = 0,628 \text{ кг};$$

- масса системы питания:

$$m_{сп} = 1,318 \text{ кг};$$

- масса системы всасывания и выхлопа:

$$m_{свв} = 0,502 \text{ кг};$$

- масса бензо- и маслопроводов:

$$m_{бм} = 0,452 \text{ кг};$$

- масса системы запуска двигателя:

$$m_{сз} = 0,602 \text{ кг};$$

- масса системы управления двигателем:

$$m_{суд} = 0,252 \text{ кг}.$$

Таким образом, общая масса силовой установки БВ согласно формуле (2.1.37) будет равна:

$$m_{су} = 34,159 \text{ кг}.$$

Оценка радиуса действия БВ, определенная по формуле (2.1.38), имеет следующее значение:

$$R = 112,5 \text{ м}.$$

Масса топлива, вычисленная по формуле (2.1.39), равна:

$$m_{т} = 7,869 \text{ кг}.$$

Общую массу трансмиссии получаем из выражения (2.1.40):

$$m_{тр} = 9,053 \text{ кг}$$

или с использованием значения мощности двигателя БВ согласно формуле (2.1.41):

$$m_{ттр} = 11,546 \text{ кг}.$$

Детализация масс агрегатов трансмиссии конкретизируется по формулам (4.1.42)-(4.1.49) следующим образом:

- масса редуктора НВ:

$$m_{рнв} = 6,652 \text{ кг};$$

- масса редуктора РВ:

$$m_{ррв} = 0,653 \text{ кг};$$

- масса одного погонного метра главного вала:

$$m_{ГВ} = 0,828 \text{ кг/м};$$

- масса хвостового вала:

$$m_{ХВ} = 0,179 \text{ кг/м};$$

- масса карданного соединения валов:

$$m_{КС} = 0,753 \text{ кг};$$

- масса муфт сцепления и свободного хода:

$$m_{МС} = 2,008 \text{ кг}; \quad m_{МСХ} = 0,402 \text{ кг};$$

- масса тормоза НВ:

$$m_{ТНВ} = 0,087 \text{ кг}.$$

Проверка условия (2.1.50) показывает, что полученное значение взлетной массы  $m_{ВЗЛ} = 105,882 \text{ кг}$  не превышает заданного Заказчиком предельного значения взлетной массы БВ по условиям его эксплуатации  $m_0^{(\text{пред})} = 180 \text{ кг}$ .

## **2.2. Метод М.Н. Тищенко, А.В. Некрасова, А.С. Радина**

Рассматриваемый метод, изложенный в монографии [12], носит в основной исследовательский характер, связанный с проблемой оптимизации проектных параметров транспортных и пассажирских пилотируемых вертолетов одновинтовых и многовинтовых схем среднего и тяжелого классов. Отметим, что как перспективные образцы в ней рассматриваются вертолеты сельхозназначения. В качестве основного критерия оптимальности в этой работе рассматривается производительность вертолетов различного назначения. При этом варьируемыми параметрами являются их весовые (массовые) характеристики. В связи с этим основной объем книги занимает весовой расчет параметров вертолетов.

Отметим, что в этой работе вводится понятие предэскизного проектирования вертолетов, которое в нашем случае называется их предварительным проектированием.

Другой особенностью данной работы является допущение об использовании в составе проектируемого вертолета вместо соответствующих специальных авиационных агрегатов автомобильных агрегатов, которые при незначительном увеличении их массы имеют значительно меньшую стоимость.

Адаптируем приведенные в ней подходы применительно к расчету массовых характеристик при предварительном проектировании одновинтовых БВ.

Под таким расчетом, согласно работе [12], подразумевается определение масс основных агрегатов и систем разрабатываемого вертолета. Заметим, что в предлагаемом в ней весовом расчете применяются действующие на элементы вертолета нагрузки и их геометрические размеры, которые не входят в состав исходных данных из приведенных в Разд. 1.4.

Масса фюзеляжа (корпуса) БВ оценивается по формуле:

$$m_{\phi} = k_{\phi} m_{\text{взл}}^{0,25} S_{\phi}^{0,88}, \quad (2.2.1)$$

где  $m_{\text{взл}}$  – взлетная масса вертолета;  $S_{\phi}$  – площадь поверхности фюзеляжа;  $k_{\phi}$  – коэффициент, принимающий значения:

$$k_{\phi} = 1,75-2,20. \quad (2.2.2)$$

Отметим, что в состав  $m_{\phi}$  включается масса капота двигателя и масса рамы главного редуктора (ГР), составляющие 0,6% от значения  $m_{\text{взл}}$ .

Масса прямого двухлонжеронного крыла БВ кессонного типа может быть определена как:

$$m_{\text{кр}} = k_{\text{кр}} \delta b_{\text{кр}} h L_{\text{кр}}. \quad (2.2.3)$$

В этой формуле приняты следующие обозначения:

$\delta$  – толщина обшивки;  $b_{\text{кр}}$  – хорда;  $h$  – высота;  $L_{\text{кр}}$  – размах крыла.

Для обшивки со стрингерным набором коэффициент  $k_{кр} = 1,8$ , а для сотового крыла  $k_{кр} = 1,9$ .

Эта масса также может быть вычислена и по формуле вида:

$$m_{кр} = k_{кр}^* \frac{(\lambda_{кр} S_{кр})^{3/2}}{\bar{h}} V_{расч}^2 + q_{кр} S_{кр}. \quad (2.2.4)$$

Здесь  $k_{кр}^* = 0,12 \cdot 10^{-6}$ ;  $\lambda_{кр}$ ,  $S_{кр}$  – удлинение и площадь крыла;  $V_{расч}$  – расчетная скорость полета БВ (км/ч);  $q_{кр} = (14-16)$  кг/м<sup>2</sup>;  $\bar{h} = h/b_{кр}$  – относительная высота лонжерона крыла.

Масса шасси оценивается следующим выражением:

$$m_{ш} = k_{ш} m_{взл}. \quad (2.2.5)$$

Отметим, что в рассматриваемой работе коэффициент  $k_{ш}$  приводится только для шасси колесного типа.

Массу силовой установки БВ, включающей в себя двигатель с узлами крепления, а также систему охлаждения, топливную и масляную систему, систему всасывания и выхлопа, запуска, ГР с маслом, предлагается определять по формуле:

$$m_{су} = m_{дв} + k_{су} N_{дв} + m_{тс}, \quad (2.2.6)$$

где коэффициент отмеченных выше систем силовой установки без топливной системы  $k_{су} = 0,04-0,05$ ;  $m_{дв}$ ,  $N_{дв}$  – масса и мощность выбранного двигателя;  $m_{тс}$  – масса топливной системы.

Эта масса вычисляется по формуле:

$$m_{тс} = k_{тс} m_{т}. \quad (2.2.7)$$

Здесь коэффициент  $k_{тс}$  для протекторированных топливных баков равен  $k_{тс} = 0,07-0,09$ , а для баков без протекторов –  $k_{тс} = 0,06-0,07$ .

Масса  $m_{т}$  полного бортового запаса топлива, входящая в эту формулу, определяется из выражения:

$$m_T = k_T \frac{(c_e)_{\text{ГП}} \cdot 2R}{V_{\text{расч}}}, \quad (2.2.8)$$

где  $(c_e)_{\text{ГП}}$  – удельный расход топлива в горизонтальном полете.

Коэффициент  $k_T$ , учитывающий пятипроцентный навигационный запас топлива, его расход на переходных режимах работы двигателя и запас на неточность расчета, предлагается брать равным  $k_T = 1,19$ .

Рассмотрим определение масс винтовой системы БВ.

Масса НВ вертолета состоит из следующих компонент:

$$m_{\text{НВ}} = m_{\text{ЛНВ}} + m_{\text{ВТ}}. \quad (2.2.9)$$

Здесь  $m_{\text{ЛНВ}}$  – масса лопастей НВ, которую можно найти по формуле:

$$m_{\text{ЛНВ}} = z_{\text{Л}} m_{\text{Л}}, \quad (2.2.10)$$

где  $z_{\text{Л}}$  – число лопастей НВ;  $m_{\text{Л}}$  – масса одной лопасти.

Для лопастей со стальным трубчатым или дюралюминиевым прессованным лонжероном имеем, что:

$$m_{\text{Л}} = \frac{k_{\text{Л}}}{\pi} b_{0,7} R_{\text{НВ}}^2. \quad (2.2.11)$$

В этом выражении используется значение весового коэффициента  $k_{\text{Л}}$ , который лежит в пределах  $k_{\text{Л}} = (5,5-6,0)$  кг/м<sup>3</sup>;  $b_{0,7}$  – хорда лопасти на расстоянии от оси ее вращения, равном  $0,7 R_{\text{НВ}}$ .

Масса  $m_{\text{ВТ}}$  втулки НВ включает в себя массу ее корпуса и массу  $m_{\text{рук}}$  «рукавов» подвески лопастей. Из статистики следует, что:

$$m_{\text{рук}} = 85\% m_{\text{ВТ}} = 0,85 m_{\text{ВТ}}. \quad (2.2.12)$$

Отсюда:

$$m_{\text{ВТ}} = \frac{1}{0,85} m_{\text{рук}}. \quad (2.2.13)$$

Массу втулки можно также рассчитать по формуле:

$$m_{\text{ВТ}} = k_{\text{ВТ}} z_{\text{Л}} N_{\text{Л}} R_{\text{НВ}}, \quad (2.2.14)$$

где  $N_{\text{Л}}$  – центробежная сила одной лопасти.

При использовании формулы М.Л. Лейканда имеем, что:

$$m_{\text{ВТ}} = k_{\text{ВТ}} k_{\text{Л}} z_{\text{Л}} (N_{\text{Л}})^{3/2}, \quad (2.2.15)$$

Здесь при  $z_{\text{Л}} = (2-4)$  коэффициенты  $k_{\text{Л}} = 1$ ,  $k_{\text{ВТ}} \approx 0,8$ .

При небольших значениях мощности  $N_e$  двигателя можно применять выражение вида:

$$m_{\text{ВТ}} = k_{\text{ВТ}}^* k_{\text{Л}} z_{\text{Л}} N_{\text{Л}}^{1,35}, \quad (2.2.16)$$

в котором для современных втулок НВ имеем значение  $k_{\text{ВТ}}^* \cong 1,5$ .

Масса РВ  $m_{\text{РВ}}$ , включающая в себя массу его втулки и «рукавов», вычисляется по аналогичным вышеприведенным формулам, в которых  $k_{\text{ЛРВ}} \approx 13$ , а радиус  $R_{\text{РВ}}$  винта в рассматриваемой книге предлагается определять из кубического уравнения:

$$R_{\text{РВ}}^3 + (R_{\text{НВ}} + \delta) R_{\text{РВ}}^2 - \frac{(M_{\text{кр}})_{\text{НВ}}}{\pi \rho_{\text{РВ}}} = 0. \quad (2.2.17)$$

Здесь  $R_{\text{НВ}}$  – радиус НВ;  $\delta \geq 0,25$  м – зазор между НВ и РВ;  $(M_{\text{кр}})_{\text{НВ}}$  – крутящий момент НВ, вычисленный по формуле вида:

$$(M_{\text{кр}})_{\text{НВ}} = \frac{1,13(m_{\text{ВЗЛ}} k_{\text{ДВ}} / k_{\text{Т}} k_{\text{Обдк}})}{\xi_{\text{пер}} U_{\text{НВ}} \sqrt{\frac{\rho(h)}{\rho(0)}}}. \quad (2.2.18)$$

В этой формуле  $k_{\text{Обдк}}$  – коэффициент потери тяги РВ на обдувку киля оценивается выражением:

$$k_{\text{Обдк}} = 1 - c_{\text{к}} \bar{S}_{\text{к}},$$

где для толкающего РВ коэффициент  $c_{\text{к}} = 0,32$ , а относительная площадь киля равна:

$$\bar{S}_{\text{к}} = S_{\text{к}} / \pi R_{\text{РВ}}^2.$$

Заметим, что в этой работе отсутствует явная формула для вычисления такого важного параметра вертолета как  $R_{\text{НВ}}$  и отсутствует вывод уравнения (2.2.17).

Масса бустерной системы управления НВ, включающей в себя автомат перекося, основные бустеры с их креплениями, систему управления бустерами и основную гидросистему, учитывающую ее производительность, связанную с потребной мощностью бустеров, вычисляется как:

$$m_{\text{бсу}} = \left( \frac{k_{\text{бсу}} b_{07}}{470} \bar{\mu}_{\text{расч}} \bar{U}_{\text{НВ}}^2 \right) m_{\text{взл}}. \quad (2.2.19)$$

Здесь  $\bar{U}_{\text{НВ}} = \omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}} / U_{\text{ОНВ}}$ ;  $\bar{\mu}_{\text{расч}} = \mu_{\text{расч}} R_{\text{НВ}} / \mu_{\text{кр},0}$ ;  $b_{07}$  – хорда лопасти НВ.

Расчет по этой формуле предлагается проводить при следующих значениях:

$$U_{\text{ОНВ}} = 220 \text{ м/с}; \quad \mu_{\text{кр},0} = 0,3; \quad k_{\text{бсу}} = (13-14) \text{ кг/м}^3.$$

Масса вспомогательного управления определяется следующим образом:

$$m_{\text{в упр}} = k_{\text{в упр}} R_{\text{НВ}}, \quad (2.2.20)$$

где  $k_{\text{в упр}} = (18-25) \text{ кг/м}$ .

Масса малых и упрощенных ГР, которые должны применяться в БВ, вычисляется по формуле:

$$m_{\text{ГР}} = k_{\text{ГР}} (M_{\text{кр}})_{\text{НВ}}^{0,8}. \quad (2.2.21)$$

Здесь  $k_{\text{ГР}} = 0,34-0,525$ , но для учета веса масла для смазки редуктора и узлов его крепления к фюзеляжу (50% массы его рамы) этот коэффициент рекомендуется взять равным 0,465.

Масса хвостового редуктора (ХР) определяется по формуле (2.2.21) при  $k_{\text{ХР}} = 1,26-1,28$ .

Масса трансмиссионного вала, соединяющего ГР и ХР, определяется как:

$$m_{ТВ} = k_{ТВ} L_{ТВ} M_{ТВ}, \quad (2.2.22)$$

где  $k_{ТВ} = 0,038-0,041$  для стальных валов и  $k_{ТВ} \approx 0,027$  для валов из дюралевых труб;  $L_{ТВ}$  – длина вала;  $M_{ТВ}$  – разрушающий крутящий момент на валу, который берется в 2,2-2,6 раза большим, чем  $(M_{кр})_{НВ}$ .

Масса общего и целевого бортового оборудования БВ за исключением системы электрооборудования (СЭО) определяется при его предварительном выборе (см. Главу 3).

В процессе предварительного проектирования БВ можно воспользоваться оценкой:

$$m_{СЭО} = k_{СЭО} R_{НВ}, \quad (2.2.23)$$

где  $k_{СЭО} = (10-16)$  кг/м.

Массу бортового оборудования БВ без учета СЭО предполагается для проверки вычислять как:

$$m_{об} = k_{об} m_{взл}^{0,6}, \quad (2.2.24)$$

где  $k_{об} = (1,6-2,65)$  в зависимости от назначения БВ.

Следует заметить, что в рассматриваемой работе [12] отсутствует явная зависимость для определения величины  $m_{взл}$ , хотя она используется в выражениях (2.2.1), (2.2.5), (2.2.19) и (2.2.24). Значение этой величины должно удовлетворять балансовому соотношению вида:

$$\begin{aligned} 1,1m_{взл} = & m_{ф} + m_{кр} + m_{ш} + m_{су} + m_{тс} + m_{т} + \\ & + m_{НВ} + m_{вт,НВ} + m_{рв} + m_{вт,рв} + m_{бсу} + \\ & + m_{в ууп} + m_{гр} + m_{хр} + m_{СЭО} + m_{об}. \end{aligned} \quad (2.2.25)$$

Здесь коэффициент 1,1 в левой части описывает 10% увеличения взлетной массы БВ к моменту начала его серийного производства, отмеченное в рассматриваемой работе.

Подставим в это соотношение приведенные выше выражения и представим его в виде следующего уравнения:

$$k_{\phi} S_{\phi}^{0,88} m_{\text{ВЗЛ}}^{0,25} + k_{\text{ш}} m_{\text{ВЗЛ}} + \left( \frac{k_{\text{бсу}} b}{470} \bar{\mu}_{\text{расч}} \bar{U}_{\text{НВ}}^2 \right) m_{\text{ВЗЛ}} + (2.2.26) \\ + k_{\text{об}} m_{\text{ВЗЛ}}^{0,6} + M_{\text{пр}} - 1,1 m_{\text{ВЗЛ}} = 0,$$

где  $M_{\text{пр}}$  – суммарная масса прочих агрегатов и систем БВ из соотношения (2.2.25), независящих от величины  $m_{\text{ВЗЛ}}$ .

Для определения величины  $m_{\text{ВЗЛ}}$  предлагается решить одним из известных численных методов [23] нелинейное алгебраическое уравнение (2.2.26).

### 2.3. Метод МАИ

Данный метод, изложенный в работе [2], является к настоящему времени единственным, в котором рассматривается предварительное определение основных проектных параметров и характеристик беспилотных вертолетных (винтокрылых) ЛА. Эта работа издана в Московском авиационном институте (МАИ), в котором заведующим кафедрой вертолетостроения был многие годы И.П. Братухин.

В этой работе указываются следующие положительные качества БВ:

- возможность взлета и посадки в горной, лесной и пересеченной местности, где отсутствуют протяженные, ровные посадочные площадки, необходимые для БЛА самолетных схем;
- взлет и посадка на палубы малых кораблей-носителей БВ;
- проведение детальной и длительной разведки над заданным районом и ретрансляция связи путем «зависания» над заданным объектом на длительное время;
- более удобный, чем при использовании БЛА самолетных схем, лазерный подсвет обнаруженных целей;

- проведение радиационной, химической и бактериологической разведки зараженной почвы и водной поверхности путем взятия проб земли и воды во время «зависания» БВ над заданным участком;

- контроль целостности газо- и нефтепроводов за счет фиксации утечек метана из трубопроводов и определения величины его концентрации и др.

Рассмотрим метод МАИ, преобразовывая материал этой работы с использованием обозначений, принятых в предыдущих разделах этой главы.

Определение параметров БВ начинается с расчета его взлетной массы, поскольку эта масса отражает эксплуатационные возможности изделия и оказывает влияние на характеристики всего беспилотного вертолетного комплекса [1] как с точки зрения затрат, так и его функциональной эффективности. Масса  $m_{\text{взл}}$  является интегральным параметром БВ, во многом предопределяющим его схему и размеры. При проектировании максимальная взлетная масса может быть задана. Тогда следует проверить ее реализуемость при заданных значениях полезной нагрузки и длительности полета БВ.

Исходная информация рассматриваемого метода практически полностью совпадает с принятыми в Разд. 1.4 исходными данными для предварительного проектирования БВ.

Особенностью параметров БВ является их связь с характеристиками его несущей системы. К основным проектным параметрам вертолета относятся:

1. Удельная нагрузка на ометаемую НВ площадь:

$$p = m_{\text{взл}}/F_{\text{НВ}}, \quad (2.3.1)$$

где  $m_{\text{взл}}$  – взлетная масса БВ;  $F_{\text{нв}} = \frac{1}{4}\pi D_{\text{нв}}^2$  – ометаемая несущим винтом (НВ) площадь;  $D_{\text{нв}}$  – диаметр НВ.

По статистике значение параметра  $p < 20$  кг/м<sup>2</sup>, что обеспечивает допустимый уровень вибраций и акустического шума НВ.

## 2. Энерговооруженность НВ БВ:

$$\bar{N}_{\text{нв}} = N_{\text{нв}} / m_{\text{взл}}, \quad (2.3.2)$$

где  $N_{\text{нв}}$  – мощность несущего винта.

Наряду с этим показателем часто применяют его обратную величину:

$$q = \frac{1}{\bar{N}_{\text{нв}}} = \frac{m_{\text{взл}}}{N_{\text{нв}}}, \quad (2.3.3)$$

называемую удельной нагрузкой на мощность НВ.

## 3. Энергетическое качество БВ:

$$E = q\sqrt{p} = \frac{m_{\text{взл}}}{N_{\text{нв}}}\sqrt{p}. \quad (2.3.4)$$

Отмечается, что чем выше значение  $E$ , тем совершеннее с точки зрения затрат энергии несущая сила БВ. По статистике величина  $E = 13-15$  [2].

Если принять статистические значения  $p = 20$  кг/м<sup>2</sup> и  $E = 13-15$ , то потребная мощность БВ в л.с. будет связана с его взлетной массой зависимостью вида:

$$N_{\text{потр}} = (0,28-0,3)m_{\text{взл}}. \quad (2.3.5)$$

Как было отмечено выше, важную роль играют весовые (массовые) характеристики БВ. Статистика по весовым характеристикам некоторых образцов БВ, взятая из работы [2], приведена в Табл. 2.5.

Таблица 2.5

Номер образца	$m_{\text{взл}}$ , кг	$\mu_{\text{пн}}$	$\mu_{\text{т}}$	$\mu_{\text{дв}}$	$\mu_{\text{кон}}$
1	36	0,15	0,22	0,21	0,42
2	50	0,12	0,17	0,3	0,33
3	93	0,16	0,165	0,27	0,405
4	130	0,155	0,1	0,3	0,445
5	136	0,15	0,3	0,14	0,41
6	240	0,16	—	—	—
7	300	0,33	0,1	0,16	0,41

В этой таблице использованы следующие обозначения:  $\mu_{\text{пн}}$  – относительная масса общего и целевого бортового оборудования, составляющих полезную нагрузку БВ;  $\mu_{\text{т}}$  – относительный бортовой запас топлива;  $\mu_{\text{дв}}$  – относительная масса двигательной установки;  $\mu_{\text{кон}}$  – относительная масса конструкции вертолета.

Отметим, что все значения масс  $\mu_{\text{пн}}$ ,  $\mu_{\text{т}}$ ,  $\mu_{\text{дв}}$  и  $\mu_{\text{кон}}$  отнесены к величине  $m_{\text{взл}}$  взлетной массы БВ.

Расчет взлетной массы БВ при заданном значении массы полезной нагрузки  $m_{\text{пн}}$  выполняется по формуле:

$$m_{\text{взл}} = \frac{m_{\text{пн}}}{1 - (\mu_{\text{т}} + \mu_{\text{дв}} + \mu_{\text{кон}})}. \quad (2.3.6)$$

Точность расчета этой массы определяется достоверностью данных о ее составляющей  $m_{\text{пн}}$ . Поэтому при проектировании БВ ориентируются на имеющиеся разработки общей и целевой аппаратуры, отдавая предпочтение перспективным образцам, приведенным в работе [16].

Для вычисления начального приближения величины  $m_{\text{взл}}$  относительные массы  $\mu_{\text{т}}$ ,  $\mu_{\text{дв}}$  и  $\mu_{\text{кон}}$  выбираются Разработчиком из данных Табл. 2.5 в пределах:

$$0,1 \leq \mu_{\text{т}} \leq 0,22;$$

$$0,14 \leq \mu_{\text{дв}} \leq 0,3;$$

$$0,33 \leq \mu_{\text{кон}} \leq 0,445.$$

Относительная масса конструкции  $\mu_{\text{кон}} = m_{\text{кон}}/m_{\text{взл}}$  определяется на основе статистических данных по основным узлам конструкции БВ:

- несущая система (система НВ и РВ с валами);
- главный редуктор;
- фюзеляж;
- топливная система с моторамой;
- шасси;
- хвостовая балка;
- приводы НВ и РВ.

Если имеются статистические данные по каждому узлу, то вычисление  $\mu_{\text{кон}}$  не представляет трудностей. Однако в рассматриваемой работе не приводятся такие данные и методы расчета масс указанных элементов БВ.

Согласно этой работе основными размерами БВ являются его габариты, определяемые диаметром несущего винта и габаритами фюзеляжа. Если принять удельную нагрузку на ометаемую площадь  $p \leq 20$  кг/м<sup>2</sup>, то из формулы (2.3.1) имеем:

$$D_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{4m_{\text{взл}}}{\pi p}}. \quad (2.3.7)$$

При учете массы выбранного двигателя взлетная масса БВ вычисляется по формуле:

$$m_{\text{взл}} = \frac{m_{\text{пн}} + m_{\text{дв}}}{1 - \mu_{\text{т}} - \mu_{\text{кон}}}.$$

Для определения размеров фюзеляжа предлагается вычислить объемы всех элементов, размещенных в нем, определить

потребный объем фюзеляжа и выбрать его форму, а затем вычислить необходимые размеры.

В фюзеляже БВ размещаются целевое оборудование, общее бортовое оборудование, топливные баки, двигатель, редуктор несущего винта и бустерная система управления НВ. Объемы  $W_i$  каждого из этих элементов предлагается рассчитывать по формуле вида:

$$W_i = m_i / \rho_i, \quad (2.3.8)$$

где  $m_i$  – масса  $i$ -го элемента, располагаемого в фюзеляже БВ;  $\rho_i$  – его плотность, которая определяется по статистике или по паспортным данным элемента. На основе паспортных данных элементов можно использовать выражение:

$$W_i = D_i \times Ш_i \times В_i. \quad (2.3.9)$$

С учетом коэффициента запаса по объему  $k_{\text{н}}$ , равному 1,3 объем фюзеляжа должен быть не менее величины:

$$W_{\phi} = 1,3 \sum_i W_i. \quad (2.3.10)$$

В рассматриваемой работе утверждается, что с точки зрения аэродинамики БВ и удобства компоновки его оборудования наиболее целесообразной формой фюзеляжа является эллипсоид вращения, размеры  $a$ ,  $b$ ,  $c$  главных осей которого связаны соотношением:

$$a/b = 2,5; \quad b = c. \quad (2.3.11)$$

Объем такого эллипсоида будет равен:

$$W_{\phi} = \frac{4}{3} \pi \frac{a}{2} \frac{b}{2} \frac{c}{2} = 0,084 a^3.$$

Откуда величина  $a$  вычисляется из выражения вида:

$$a = \sqrt[3]{\frac{W_{\phi}}{0,084}}. \quad (2.3.12)$$

Остальные размеры фюзеляжа БВ определяются как:

$$b = c = \frac{a}{2,5} = 0,4 \sqrt[3]{\frac{W_{\phi}}{0,084}}. \quad (2.3.13)$$

Следует отметить, что в рассмотренной работе [2] отсутствуют методы определения размеров хвостовой балки БВ и его рулевого винта. Кроме этого не приводятся зависимости для определения параметров главного и хвостового редукторов, а также трансмиссии вертолета.

### Пример 2.2.

Проведем расчет основных проектных параметров беспилотного вертолета (БВ) по приведенной выше методике.

Взлетная масса БВ, вычисленная по формуле (2.3.6) с учетом данных Табл. 2.5, имеет значение:

$$m_{\text{взл}} = 154,839 \text{ кг.}$$

Тогда его бортовой запас топлива, вычисленный как:

$$m_{\text{т}} = \mu_{\text{т}} m_{\text{взл}},$$

будет равен:

$$m_{\text{т}} = 24,774 \text{ кг.}$$

Масса конструкции вертолета имеет следующее значение:

$$m_{\text{кон}} = \mu_{\text{кон}} m_{\text{взл}} = 60 \text{ кг.}$$

Масса двигателя БВ будет равна:

$$m_{\text{дв}} = \mu_{\text{дв}} m_{\text{взл}} = 34,065 \text{ кг.}$$

Диаметр НВ согласно формуле (2.3.7) при  $p = 20 \text{ кг/м}^2$  и  $m_{\text{взл}} = 154,839 \text{ кг}$  имеет следующее значение:

$$D_{\text{нв}} = 3,140 \text{ м.}$$

Используя формулу (2.3.9) и Табл. 1.1, имеем, что:

- объем системы электрооборудования:

$$W_{\text{сэо}} \approx 0,$$

- объем комплекса управления полетом:

$$W_{\text{куп}} = 0,005 \text{ м}^3,$$

- объем радиовысотомера:

$$W_{\text{рвм}} = 0,1125 \text{ м}^3,$$

- объем спутниковой навигационной систем:

$$W_{\text{снс}} = 0,0005 \text{ м}^3,$$

- объем информационно-командного радиоканала:

$$W_{\text{икрк}} = 0,012 \text{ м}^3,$$

- объем оптикоэлектронной системы:

$$W_{\text{оэс}} = 0,006126 \text{ м}^3,$$

- объем газоанализатора:

$$W_{\text{га}} = 0,000576 \text{ м}^3,$$

- объем двигателя:

$$W_{\text{дв}} = 0,198 \text{ м}^3.$$

Таким образом, общий объем фюзеляжа с учетом коэффициента запаса согласно формуле (2.3.10) будет равен:

$$W_{\text{ф}} = 0,2905 \text{ м}^3.$$

Размеры главных осей фюзеляжа, выполненного в форме эллипсоида вращения, определяемые с использованием формул (2.3.12)-(2.3.13), имеют следующие значения:

- большая полуось:

$$a = 1,512 \text{ м};$$

- малые полуоси:

$$b = c = 0,605 \text{ м}.$$

Отметим, что условие (2.3.11) выполняется, т.е.  $a/b = 2,5$ .

## **2.4. Краткая характеристика других методов проектирования вертолетной техники**

В данном разделе применительно к разработке беспилотной вертолетной техники представлен анализ других доступных к настоящему времени методов предварительного проектирования пилотируемых вертолетов.

Работа [9], как и другие книги этой серии, посвящена в основном аэродинамике вертолетов и, в частности, теории их несущих винтов (НВ). Только в одном параграфе этой книги рассматриваются вопросы выбора мощности двигательной установки и ее влияние на диаметр НВ вертолета. Там же приводится ряд положений, которые будут полезны Разработчику беспилотных вертолетов (БВ). В частности, утверждается, что конструктору всегда задана грузоподъемность вертолета и требуемая скорость его полетов. С точки зрения исходных данных для предварительного проектирования БВ (см. Разд. 1.4) этими параметрами являются масса полезной нагрузки и его максимальная и крейсерская скорости полетов.

Имея отмеченные выше данные, конструктор оценивает потребную энерговооруженность вертолета. Далее, задаваясь определенным процентом полезной весовой отдачи, определяет оценку значения полезного веса вертолета и величину устанавливаемой мощности его двигательной установки. Это позволяет выбрать из существующих и перспективных двигателей подходящий образец. Отмечается, что предпочтение должно отдаваться перспективным двигателям.

Следующей задачей конструктора является выбор диаметра НВ под конкретную двигательную установку. Выбор осуществляется по величине нагрузки  $p$  на его ометаемую площадь, которая согласно статистике изменяется от 12 до 52 кг/м<sup>2</sup> по мере возрастания веса (массы) от самых легких до самых тяжелых вертолетов тех лет.

Отмечается, что вес НВ растет пропорционально кубу его диаметра. Одновременно при неизменной мощности двигателя с увеличением диаметра НВ возрастает в степени 2/3 и грузоподъемность вертолета. Кроме этого, увеличение диаметра

НВ приводит к увеличению значений таких летных характеристик вертолета как потолок, скороподъемность и дальность его полета.

Основной вопрос, решаемый в этой работе, состоит в том, как создать бóльший по полетному весу вертолет по сравнению с существующим образцом при сохранении его схемы.

Одним из путей является увеличение мощности применяемого двигателя. Но более эффективным является уменьшение веса конструкции вертолета, что обеспечивает увеличение доли веса его полезной нагрузки.

В работе приводятся следующие выводы:

1. Выбор значения параметра  $p$  зависит от весовых качеств двигателей, которыми располагает конструктор. При этом чем относительно легче будет двигатель, тем больше будет значение  $p$  и тем меньше будет диаметр НВ.

2. Конструктор должен принять некоторые законы уменьшения удельного веса двигателей, НВ, несущих элементов конструкции (применение новых материалов, увеличение действующих напряжений и т.п.), если не иметь в виду появление новых принципов работы двигателей.

3. Можно ожидать резкого повышения весовой отдачи вертолетов при возврате к их малым масса и размерам.

Отметим, что по утверждению М.Л. Миля для легких вертолетов, осуществляющих полеты в интервале высот от 1000 до 1500 м с максимальными скоростями до 150 км/ч, наиболее эффективными для их силовых установок являются поршневые двигатели.

В работе [11] рассмотрены общие вопросы проектирования пилотируемых вертолетов одновинтовой и многовинтовой схем. Приведено описание выбора параметров вертолета по

уравнению существования и критерию минимума его взлетной массы. В этой книге представлены обширные на год ее издания статистические материалы и перечень исходных данных, которые используются при проектировании вертолетов с поршневыми и турбовальными двигательными установками.

При проектировании одновинтовых вертолетов предлагается решить следующие проектные задачи:

- выбор параметров и расположения несущего винта (НВ);
- выбор параметров и расположение рулевого винта (РВ);
- выбор параметров и расположение хвостового оперения и крыла;
- расчет размеров фюзеляжа вертолета;
- выбор параметров и расположения шасси;
- определение массовой отдачи вертолета;
- оценка его энергетического качества.

В работе отмечаются особенности определения массовых характеристик при проектировании сверхлегких пилотируемых вертолетов, на которые будем ориентироваться при адаптации приведенных в ней методов.

По данным работы [5] к таким вертолетам относятся образцы с взлетной массой до 1000 кг. Фрагмент статистики по сверхлегким вертолетам с поршневыми двигателями из работы [11] представлен в Табл. 2.6.

При проектировании перспективных грузовых БВ [1] можно использовать статистику из этой работы по легким вертолетам с взлетной массой от 1000 до 4500 кг.

Приведем методику расчета основных параметров БВ на основе работы [11], изданной в Харьковском аэрокосмическом университете (ХАИ), которую будем называть «методом ХАИ».

Таблица 2.6

Номер образца вертолета	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
Параметры вертолета																			
$m_{взл}, \text{ кг}$	222	239	295	360	310	350	390	450	514	450	515	500	550	621	750	680	757	757	793
$m_{пуст}, \text{ кг}$	121	115	151	205	179	155	170	252	245	230	276	258	320	374	375	442	463	457	493,2
$m_{пн}, \text{ кг}$	101	124	144	155	131	195	220	198	269	220	239	242	230	247	375	238	294	300	299,8
Коэфф. весовой отдачи	0,455	0,519	0,49	0,43	0,422	0,557	0,564	0,44	0,523	0,489	0,464	0,484	0,418	0,398	0,504	0,35	0,388	0,396	0,378
$D_{нв}, \text{ м}$	5,94	6,4	6,4	6,5	6,4	6,85	4,6	7,0	7,0	6,6	6,8	4,11	6,5	7,67	7,3	7,62	7,24	7,71	8,18
$n_{нв}, \text{ об/мин}$	450	516,5	516,5	520	—	546	750	—	—	500	550	—	614,3	540	—	—	483	—	471
$(\omega_{нв} R_{нв})_{доп}, \text{ м/с}$	135... 140	173	173	168	—	167	180,5	—	—	182	199,4	—	209	217	—	—	183	—	201,6
$p, \text{ Н/м}^2$	78,63	72,92	90	106,5	113,5	93,2	130,33	114,8	131,1	129,1	139,1	349,9	162,7	131,9	175,9	146,4	180,5	162,2	148,3
$\sigma \cdot 10^{-2}$	4,35	3,58	3,38	3,5	—	3,35	4,98	3,27	3,09	3,47	3,75	11,16 для 2- х вин- тов $z = 6$	—	3	3,14	3	5,36	—	—
$N_{взл}, \text{ кВт}$	38,3	40,5	47,84	47,1	54,32	47,1	58,9	84,6	84,6	95,68	101,6	95,68	119	119	110,4	110,4	132,5	132,5	132,5
$m_T, \text{ кг}$	—	—	29,64	31,2	35,1	41,9	40,56	31,2	46,8	46,8	59,28	29,5	—	52	84,24	50,7	91,27	83	—
$H_{ст}, \text{ м}$	—	2134	2134	1500	—	2133	3048	—	2134	—	—	—	2400	1586	—	2285	2040	1145	1707
$H_{дин}, \text{ м}$	—	—	—	3500	—	—	—	—	3658	—	—	—	—	4265	—	—	3200	3625	4300
$2R, \text{ км}$	—	—	—	140	170	155	180	209	—	—	—	—	1000	320	—	323	400	328	—
$V_{max}, \text{ км/ч}$	222	101	167	140	170	155	180	209	158	150	193	160	205	190	160	185	161	138	—

Первоначальное приближение взлетной массы БВ предлагается определить по формуле:

$$m_{\text{взл}} = 4,48 m_{\text{пн}}, \quad (2.4.1)$$

где  $m_{\text{пн}} = m_{\text{обо}} + m_{\text{цбо}}$  – известное значение массы полезной нагрузки, включающей в себя массу общего (ОБО) и целевого (ЦБО) бортового оборудования разрабатываемого БВ.

Для грузовых БВ эта величина принимается равной величине перевозимого груза.

Максимальный расход топлива БВ по аналогии со сверхлегкими пилотируемыми вертолетами с поршневыми двигателями (ПД) рассчитывается как:

$$c_e = 1,14 N_{\text{взл}}^{-0,3236}. \quad (2.4.2)$$

В этом выражении  $N_{\text{взл}}$  – максимальная мощность двигателя БВ на взлетном режиме (кВт), которая берется из паспортных данных выбранного двигателя.

Допустимая окружная скорость концов лопасти НВ БВ, как и для сверхлегких вертолетов предлагается выбирать из интервала:

$$U_{\text{нв}} = (\omega_{\text{нв}} R_{\text{нв}})_{\text{доп}} = 140-160 \text{ м/с}. \quad (2.4.3)$$

Реальное значение коэффициента заполнения лопастями площади НВ:

$$F_{\text{нв}} = \pi R_{\text{нв}}^2$$

зависит от числа лопастей  $z_{\text{нв}}$  и вычисляется как:

$$\sigma_{\text{нв}} = \frac{z_{\text{нв}}}{\pi \lambda_{\text{ср}}}. \quad (2.4.4)$$

Здесь  $\lambda_{\text{ср}}$  – среднее удлинение лопасти НВ, которое по статистическим данным равно:

$$\lambda_{\text{ср}} = 18,182.$$

Входящий в приведенные выше формулы радиус НВ определяется из известного выражения:

$$R_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{m_{\text{ВЗЛ}}}{\pi\rho}}. \quad (2.4.5)$$

Расстояние между осями вращения НВ и РВ («плечо РВ») определяется как:

$$L_{\text{РВ}} = R_{\text{НВ}} + R_{\text{РВ}} + \delta,$$

где  $\delta$  – зазор между радиусами винтов, равный 0,15-0,2 м [5].

Радиус РВ вычисляется как [5]:

$$R_{\text{РВ}} = 0,16R_{\text{НВ}}, \quad (2.4.6)$$

а допустимое значение его окружной скорости выбирается из условий:

$U_{\text{РВ}} = 140-160$  м/с – для сверхлегких вертолетов;

$U_{\text{РВ}} = 160-180$  м/с – для вертолетов легкого класса.

Число лопастей РВ может быть определено из соотношения:

$$z_{\text{РВ}} = \left[ \left( \frac{2}{3} z_{\text{НВ}} \right) \right],$$

где  $[(\cdot)]$  – целая часть числа  $(\cdot)$ .

Коэффициент заполнения площади, ометаемой РВ, будет равен:

$$\sigma_{\text{РВ}} = (1,7-2,3)\sigma_{\text{НВ}}. \quad (2.4.7)$$

Масса корпуса БВ будет суммой следующих слагаемых:

$$m_{\text{кор}} = m_{\text{ф}} + m_{\text{кр}} + m_{\text{го}} + m_{\text{ш}} + m_{\text{бу}}, \quad (2.4.8)$$

где  $m_{\text{ф}}$ ,  $m_{\text{кр}}$ ,  $m_{\text{го}}$ ,  $m_{\text{ш}}$ ,  $m_{\text{бу}}$  – соответственно массы фюзеляжа, крыла, горизонтального оперения, шасси и бустерного управления вертолета.

Первое слагаемое в этом выражении предлагается определять как:

$$m_{\phi} = k_{\phi} \frac{S_{\phi}^{0,88}}{m_{\text{взл}}^{0,75}} m_{\text{взл}} = k_{\phi} S_{\phi}^{0,88} m_{\text{взл}}^{0,25}. \quad (2.4.9)$$

Здесь по статистике для сверхлегких пилотируемых вертолетов  $k_{\phi} = 1,32-1,83$ ;  $S_{\phi}$  – площадь омываемой поверхности;  $m_{\text{взл}}$  – взлетная масса БВ, вычисленная по формуле (2.4.1).

Крыло вертолета имеет малое удлинение с  $\lambda_{\text{кр}} = 4-7$  и небольшую относительную площадь ( $\bar{S}_{\text{кр}} = 0,025-0,045$ ). При предположении, что оно разгружает на 20% несущий винт вертолета, величина средней нагрузки на крыло вычисляется как:

$$p_{\text{ср}}^{\text{кр}} = \frac{P}{5\bar{S}_{\text{кр}}}.$$

Масса крыла определяется по формуле вида:

$$m_{\text{кр}} = 0,1k_{\text{кр}} \sqrt{\frac{\lambda_{\text{кр}}^{1/2} \bar{S}_{\text{кр}}^{3/2} R_{\text{нв}}}{p}} m_{\text{взл}}, \quad (2.4.10)$$

где коэффициент  $k_{\text{кр}} \approx 6,0$ .

Масса горизонтального оперения вычисляется по формуле вида:

$$m_{\text{го}} = k_{\text{го}} S_{\text{го}} F_{\text{нв}} \quad (2.4.11)$$

для  $k_{\text{го}} = 2,4-5,6$  кг/м<sup>2</sup> и  $S_{\text{го}} = 0,023 \cdot \text{м}^2$ .

Масса ползкового шасси БВ определяется как:

$$m_{\text{ш}} = k_{\text{ш}} m_{\text{взл}}, \quad (2.4.12)$$

где коэффициент  $k_{\text{ш}}$  принимается равным:

$$k_{\text{ш}} = 0,01-0,015.$$

Масса бустерного управления БВ вычисляется по формуле вида:

$$m_{\text{бу}} = k_{\text{бу}} a_{\text{сбу}} \frac{\sigma_{\text{нв}}^2}{p z_{\text{нв}}} m_{\text{взл}}. \quad (2.4.13)$$

Здесь коэффициент массы  $k_{\text{бy}} = 13,2 \text{ кг/м}^3$ , а коэффициент относительной массы системы бустерного управления ( $\text{м}^2/\text{с}^2$ ) определяется выражением:

$$a_{\text{сбy}} = 30,8R_{\text{нв}}.$$

Масса лопастей НВ вертолета вычисляется по следующей формуле:

$$m_{\text{лнв}} = \bar{m}_{\text{лнв}} m_{\text{взл}}, \quad (2.4.14)$$

При этом относительная масса лопастей НВ по статистике для сверхлегких и легких вертолетов находится в пределах:

$$0,032 \leq \bar{m}_{\text{лнв}} \leq 0,058. \quad (2.4.15)$$

Масса втулки таких вертолетов вычисляется как:

$$m_{\text{вт}} = \bar{m}_{\text{вт}} m_{\text{взл}}, \quad (2.4.16)$$

По статистике относительная масса втулки выбирается из интервала:

$$0,026 \leq \bar{m}_{\text{вт}} \leq 0,045. \quad (2.4.17)$$

Массы главного (ГР) и хвостового (ХР) редукторов и трансмиссионного вала (ТВ) определяются следующим образом:

$$m_{\text{гр}} = \bar{m}_{\text{гр}} m_{\text{взл}}; \quad (2.4.18)$$

$$m_{\text{хр}} = k_{\text{хр}} (1 - \xi)^{0,8} \left( \frac{U_{\text{нв}}}{n_{\text{дв}} N_e R_{\text{нв}}} \right)^{-0,8}; \quad (2.4.19)$$

$$m_{\text{тв}} = k_{\text{тв}} (1 - \xi)^{2/3} L_{\text{рв}} \left( \frac{\omega_{\text{тв}}}{n_{\text{дв}} N_e} \right)^{-2/3}; \quad (2.4.20)$$

Относительная масса ГР  $\bar{m}_{\text{гр}}$  лежит в пределах от 0,05 до 0,07.

Средние значения коэффициентов в выражениях (2.4.19) и (2.4.20) равны:

$$k_{\text{хр}} = 0,127; \quad k_{\text{тв}} = 0,103.$$

Массу бортового запаса топлива предлагается вычислять как:

$$m_T = k_T \frac{c_{0кр} \cdot 2R}{V_{кр}} (0,765 \tilde{N}_{кр}) m_{взл}. \quad (2.4.21)$$

Здесь  $k_T = 1,19$  – коэффициент, учитывающий навигационный запас топлива;  $c_{0кр}$  – удельный расход топлива на крейсерском режиме полета БВ (кг/кВт·ч); 0,765 – коэффициент степени дросселирования двигателя на этом режиме при  $\tilde{N}_{кр} = 0,76-0,81$ .

Масса топливной системы вычисляется из выражения:

$$m_{тс} = k_{тс} m_T \quad (2.4.22)$$

при значении  $k_{тс} = 0,013-0,017$ .

Масса других систем двигательной установки определяется как:

$$m_{сду} = k_{сду} N_e. \quad (2.4.23)$$

Для сверхлегких и легких вертолетов в работе [11] дается следующая оценка:

$$k_{сду} = 0,011-0,033.$$

Значительное место в рассматриваемой работе уделяется применению поршневых двигателей (ПД) на сверхлегких и легких вертолетах. Отмечается, что малые масса и удельный расход топлива ПД особенно важны для вертолетов, т.к. его силовая установка тяжелее, чем у самолета.

Применение ПД на отмеченных выше классах вертолетов, особенно сверхлегких типов, обуславливается следующими факторами:

- отсутствием к настоящему времени отечественных вертолетных ГТД малой мощности и массы;

- относительно небольшой мощностью, передаваемой трансмиссией вертолета;
- сравнительно небольшой степенью редукции из-за малого числа оборотов вала ПД.

Отличительной особенностью силовых установок с такими двигателями является наличие системы охлаждения с вентилятором, муфт включения и свободного хода, а также трансмиссии с шарнирными и упругими соединениями валов и редукторов. Общее передаточное число редукторов, понижающих обороты ПД для обеспечения необходимой скорости вращения НВ в вертолетах с механической трансмиссией, лежит в интервале 7-9. Для устранения крутильных колебаний и вибрации в трансмиссии вертолета желательно использовать многоцилиндровые ПД, имеющее меньшую степень неравномерности крутящего момента. Размещение в вертолете ПД с вертикальным расположением его вала уменьшает массу его силовой установки за счет упрощения трансмиссии, но сопровождается ухудшением смазки двигателя, усложнением установки вентилятора, хвостового редуктора и привода РВ.

В работе отмечается, что согласно статистике масса редукторов и трансмиссий вертолетов массой до 2000 кг составляет 25-50% от массы их ПД.

Заметим, что приведенные выше особенности ПД должны быть учтены при проектировании БВ. Обоснование применения ПД в силовых установках БВ приведено в работе [17]. Современное состояние и перспективы развития этого класса авиационных двигателей рассмотрены в статье [6].

### Пример 2.3.

Используя формулы (11.3.9) и (11.3.11) из монографии [1], рассчитаем площадь омываемой поверхности фюзеляжа и

площадь миделя фюзеляжа. С учетом того, что параметр  $p$  в формуле (11.3.9) равен значению 1,6075, имеем:

$$S_{\text{ом}} = 9,556 \text{ м}^2, \quad S_{\text{мид}} = 1,15 \text{ м}^2.$$

Тогда эквивалентный диаметр фюзеляжа будет равен:

$$D_э = 1,21 \text{ м},$$

а его удлинение:

$$\lambda_ф = 2,5.$$

С учетом того, что согласно Примеру 1.1 масса полезной нагрузки  $m_{\text{пн}} = 36$  кг, по формуле (2.4.1) получаем взлетную массу БВ равную:

$$m_{\text{взл}} = 161,28 \text{ кг}.$$

Максимальный расход топлива вычислим по формуле (2.4.2), учитывая, что максимальная мощность двигателя БВ (см. Пример 1.1) на взлетном режиме  $N_{\text{взл}} = 41,923$  кВт:

$$c_e = 0,34 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}.$$

Средняя допустимая окружная скорость концов лопасти НВ БВ, определенная по выражению (2.4.3), равна:

$$U_{\text{нв}} = 150 \text{ м/с}.$$

Реальное значение коэффициента заполнения лопастями площади НВ согласно формуле (2.4.4) получается при радиусе НВ, вычисленном по формуле (2.4.5):

$$R_{\text{нв}} = 1,602 \text{ м}; \quad \sigma_{\text{нв}} = 0,053.$$

Тогда радиус РВ будет равен:

$$R_{\text{рв}} = 0,256 \text{ м},$$

а «плечо РВ» определяется величиной:

$$L_{\text{рв}} = 2,033 \text{ м}.$$

Допустимые средние значения окружной скорости РВ для сверхлегких вертолетов равны  $U_{\text{рв}} = 145$  м/с и для вертолетов легкого класса  $U_{\text{рв}} = 170$  м/с.

При числе лопастей РВ  $z_{рв} = 2$  коэффициент его заполнения из соотношения (2.4.7) определяются как:

$$\sigma_{рв} = 0,105.$$

Масса фюзеляжа согласно формуле (2.4.9) будет равна:

$$m_{ф} = 40,91 \text{ кг.}$$

Масса крыла, вычисленная по формуле (2.4.10), составляет величину:

$$m_{кр} = 5,429 \text{ кг.}$$

Масса горизонтального оперения, вычисленная из выражения (2.4.11), равна:

$$m_{го} = 0,748 \text{ кг.}$$

Масса ползкового шасси БВ согласно выражению (2.4.12) составляет следующую величину:

$$m_{ш} = 2,016 \text{ кг.}$$

Масса бустерного управления БВ, вычисленная по формуле (2.4.13), будет равна:

$$m_{бу} = 4,830 \text{ кг.}$$

Тогда суммарная масса корпуса примет следующее значение:

$$m_{кор} = 53,933 \text{ кг.}$$

Масса лопастей НВ вертолета, вычисленная по формуле (2.4.14), равна:

$$m_{лнв} = 7,258 \text{ кг.}$$

Масса его втулки, вычисленная по исходным данным для сверхлегких и легких вертолетов, согласно формуле (2.4.16) будет равна:

$$m_{вт} = 5,725 \text{ кг.}$$

Массы главного и хвостового редукторов, определенные по формулам (2.4.18), (2.4.19), имеют следующие значения:

$$m_{гр} = 11,290 \text{ кг; } m_{хр} = 4,247 \text{ кг.}$$

Масса трансмиссионного вала, вычисленная по формуле (2.4.20) при значении  $\omega_{ТВ} = 333,333 \text{ с}^{-1}$ , равна:

$$m_{ТВ} = 1,674 \text{ кг.}$$

Масса бортового запаса топлива согласно формуле (2.4.21) при удельном расходе топлива для указанного в Примере 1.1 двигателя на крейсерском режиме полета БВ для  $c_{0кр} = 0,141 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$ ,  $V_{кр} = 120 \text{ м/с}$  и  $R = 112,5 \text{ км}$ , имеет значение:

$$m_T = 30,384 \text{ кг.}$$

При этом масса топливной системы из выражения (2.4.22) будет равна:

$$m_{ТС} = 0,456 \text{ кг.}$$

Масса других систем двигательной установки определяется из выражения (2.4.23) как:

$$m_{сду} = 0,552 \text{ кг.}$$

Таким образом, общая масса БВ составит:

$$m_{общ} = 184,908 \text{ кг.}$$

В отличие от рассмотренных выше работ наиболее полное и последовательное изложение вопросов предварительного проектирования пилотируемых вертолетов приведено в работе [5].

В ней под предварительным проектированием, в ходе которого на основе разработанного Заказчиком технического задания (ТЗ) понимается разработка *технических предложений*, где определяются основные геометрические, массовые и энергетические характеристики будущего вертолета. Целью такого проектирования является либо подтверждение всех требований, указанных в ТЗ, либо необходимость его корректировки. Далее, согласно этой работе, следует стадия эскизного проектирования вертолета, в процессе которого проводится уточнение значений аэродинамических характеристик на основе теоретических и экспериментальных исследований, рас-

чет летных характеристик и расчет устойчивости и управляемости, а также размеры, массы, размещение его основных агрегатов и функциональных элементов будущего изделия и расчет центровки вертолета.

В рассматриваемой работе предлагаются методы решения следующих проектных задач:

1. Определение размеров фюзеляжа вертолета.
2. Расчет его аэродинамического сопротивления.
3. Расчет основных параметров проектируемого вертолета, включающий в себя следующие проектные процедуры:
  - расчет первого приближения взлетной массы вертолета;
  - расчет геометрических параметров его несущего винта (НВ);
4. Расчет потребной мощности двигательной установки на различных режимах полета вертолета (висение на статическом потолке, горизонтальный полет на максимальной и экономической скоростях).
5. Расчет массы бортового топлива.
6. Расчет массы основных агрегатов вертолета (лопастей и втулки НВ; бустерного и ручного управления; главного редуктора; узлов привода, лопастей и втулки рулевого винта).
7. Расчет массы двигательной установки, фюзеляжа, топливной системы, шасси, электрооборудования и бортового оборудования.
8. Расчет взлетной массы вертолета во втором приближении.
9. Компоновка и центровка вертолета.
10. Разработка лопастей НВ.
11. Расчет поляры вертолета.
12. Расчет его летных характеристик в режимах вертикального взлета, висения и горизонтального полета.

13. Расчет затрат на разработку вертолета и его серийного производства.

14. Расчет эксплуатационных расходов и стоимости летного часа вертолета.

Анализ содержания приведенных методов решения этих задач показывает, что они относятся к стадии разработки *эскизного проекта* вертолета, а не к стадии его предварительного проектирования. На это дополнительно указывает тот факт, что в аннотации к рассматриваемой работе автор говорит об изложении в ней методов расчета основных параметров вертолета на стадии эскизного проекта.

### **Глава 3. МНОГОКРИТЕРИАЛЬНЫЙ ВЫБОР МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА**

В главе рассматриваются различные подходы к расчету мощности беспилотного вертолета (БВ), потребной для обеспечения его требуемых движений в пространстве. Данный параметр используется далее для обоснованного выбора маршевого двигателя проектируемого вертолета.

Приводится обоснование применения в силовых установках (СУ) оригинальных БВ массой до 1000 кг, максимальной высоты полета – 1000-1500 м и максимальной скорости до 150 км/ч. бензиновых и дизельных поршневых маршевых двигателей. Обсуждается замена поршневых двигателей в таких установках существующими и перспективными двигателями электромобилей.

В заключении главы предлагается постановка многокритериальной задачи, а также численный и графический методы выбора оптимального по Парето [17] маршевого двигателя для разрабатываемого оригинального БВ.

Заметим, что в доступной литературе задачи оптимального выбора двигателей для беспилотной авиационной техники и, в частности, для БВ не рассматривались.

#### **3.1. Определение мощности, потребной для движения беспилотного вертолета**

В работах [1, 17] и Главе 2 для упрощения системы программного управления полетом БВ, а, следовательно, и их стоимости был введен типовой профиль полета беспилотных вертолетов различного назначения, представленный на Рис. 3.1.

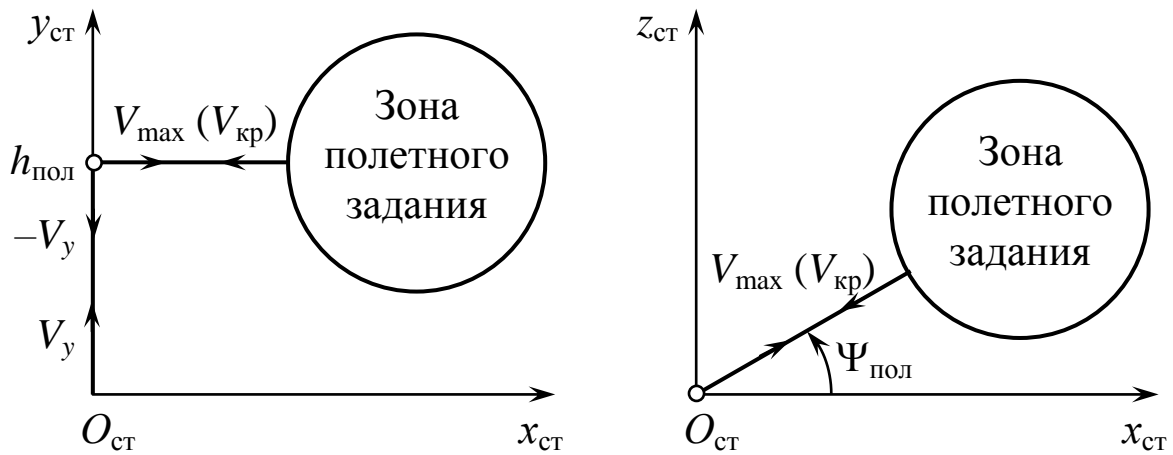


Рис. 3.1

На этом рисунке использована стартовая система координат  $O_{ст}x_{ст}y_{ст}z_{ст}$ , введенная в работе [1], с началом в точке взлета и посадки БВ.

Этот профиль включает следующие режимы его движения:

- 1°. Вертикальный взлет со скоростью  $V_y$  до заданной высоты  $h_{пол}$  последующего полета с зависанием в конечной точке.
- 2°. Разворот в этой точке на курсовой угол  $\Psi_{пол}$  последующего полета в зону выполнения полетного задания (ПЗ).
- 3°. Горизонтальный полет БВ в зону ПЗ с максимальной  $V_{max}$  или крейсерской  $V_{кр}$  скоростью.
- 4°. Обратный горизонтальный полет вертолета после выполнения ПЗ с этими скоростями в точку начала его посадки.
- 5°. Вертикальное снижение со скоростью  $(-V_y)$  с высоты  $h_{пол}$  и приземление БВ.

Рассмотрим методику расчета мощности БВ, потребную для выполнения этих режимов.

Согласно определению, приведенному в работах [2, 17], *потребная мощность* представляет собой мощность, подводимую к несущему винту (НВ) вертолета, необходимую для выполнения им заданных режимов полета.

В приведенных выше режимах типового профиля полета БВ существенную роль играет индуктивная скорость потока воздуха, протекающего через его НВ, называемого скоростью подсасывания [1, 17].

На Рис. 3.2 приведен вид воздушных потоков от НВ для различных режимов полета БВ.

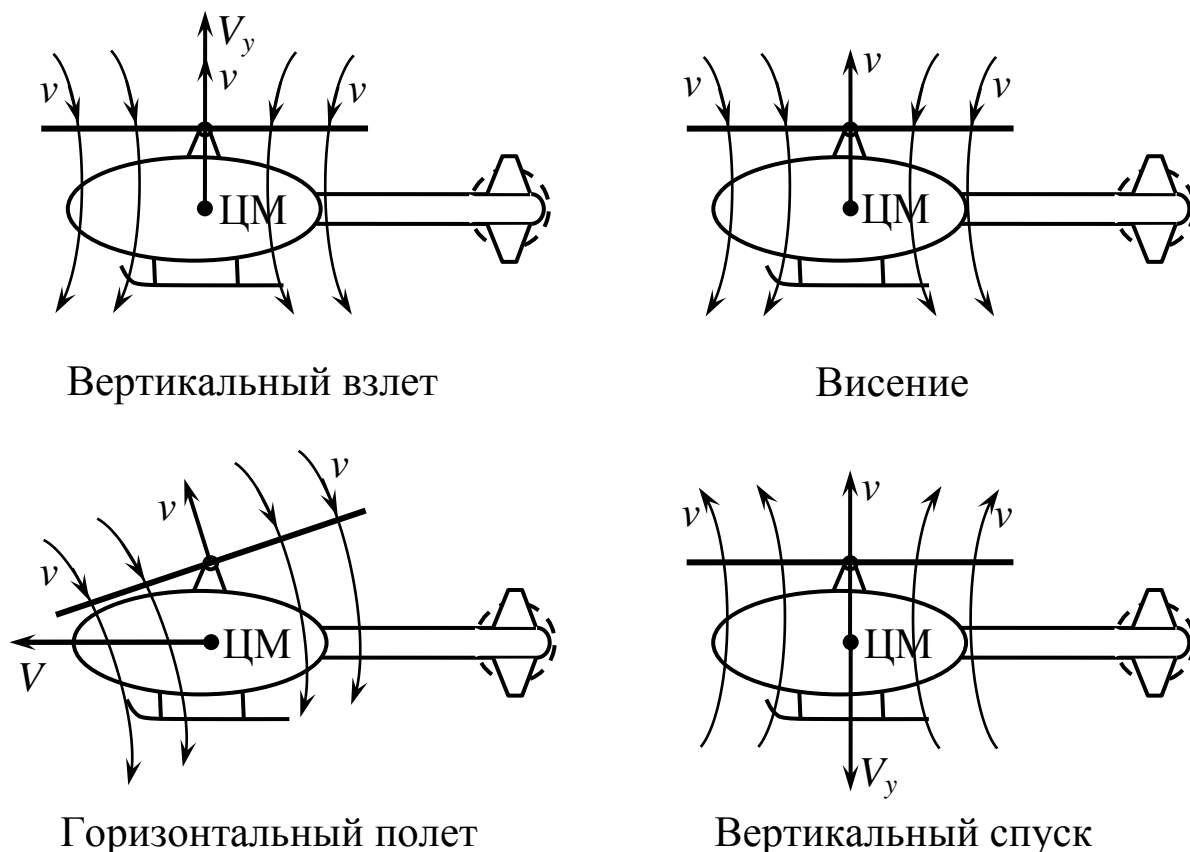


Рис. 3.2

На этом рисунке отражено, что скорость подсасывания воздуха  $v$  способствует движению вертолета вверх.

Рассмотрим методы расчета потребной мощности для каждого режима типового профиля полета вертолета.

1°. *Режим вертикального набора высоты БВ.*

Потребная мощность для вертикального набора высоты вертолетом будет равна:

$$N^{(1)} = N_{\text{инд}}^{(1)} + N_{\text{движ}}^{(1)}, \quad (3.1.1)$$

где  $N_{\text{инд}}^{(1)}$  – индуктивная мощность, необходимая для преодоления индуктивного сопротивления лопастей НВ;  $N_{\text{движ}}^{(1)}$  – мощность, потребная для преодоления силы  $X_{\text{вр}}$  вредного (лобового) сопротивления несущих частей корпуса БВ (фюзеляж, хвостовая балка и др.).

Индуктивную мощность в единицах измерения СИ, т.е. [Н·м/с], предлагается вычислять по формуле:

$$N_{\text{инд}}^{(1)} = T_{\text{нв}} (V_y + v) / \chi. \quad (3.1.2)$$

Здесь  $T_{\text{нв}}$  – сила тяги НВ (Н);  $V_y$  – скорость набора высоты (м/с);  $v$  – индуктивная скорость воздуха, протекающего через НВ (м/с);  $\chi = (0,9-0,93)$  – коэффициент использования ометаемой площади винта [17].

Мощность, необходимая для движения вертолета в процессе его подъема в л.с. будет равна [17]:

$$N_{\text{движ}}^{(1)} = X_{\text{вр}} (V_y + v) / 75\chi. \quad (3.1.3)$$

По данным работы [24] сила вредного сопротивления вертолета оценивается как:

$$X_{\text{вр}} = (0,01 - 0,02)G.$$

Подставляя наибольшее из этих значений в формулу (3.1.3), имеем:

$$N_{\text{движ}}^{(1)} = 0,02G(V_y + v) / 75\chi. \quad (3.1.4)$$

где  $G = mg$  – сила веса вертолета.

В работе [25] предлагается использовать для вертикального набора высоты на заданном интервале времени  $[t_0, t_k]$  профиль скорости  $V_y$  в виде функции, представленной на Рис. 3.3.

Для получения наибольшей гарантированной мощности  $N^{(1)}$  предлагается при ее расчете за значение  $V_y$  принимать максимальную скорость  $V_y(t)$ ,  $t \in [t_0, t_k]$ , равную  $\bar{V}_y$ . В этом

случае индуктивная скорость потока воздуха через НВ будет вычисляться по формуле [1, 17]:

$$v = -0,5\bar{V}_y + 0,5\sqrt{\bar{V}_y^2 + \frac{2G}{\rho(h)F_{\text{НВ}}}}. \quad (3.1.5)$$

Здесь  $\rho = \rho(h)$  – плотность воздуха на высоте  $h$  (кг/м<sup>3</sup>);  $F_{\text{НВ}}$  – площадь, ометаемая НВ вертолета радиуса  $R_{\text{НВ}}$  (м<sup>2</sup>).

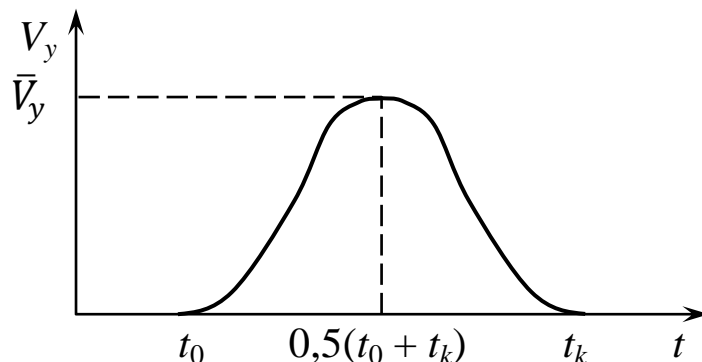


Рис. 3.3

Сила тяги НВ определяется из выражения вида [1, 17]:

$$T_{\text{НВ}} = 2\rho(h)F_{\text{НВ}}(\bar{V}_y + v)v, \quad (3.1.6)$$

где скорость  $v$  вычисляется по формуле (3.1.5).

Таким образом, расчет потребной мощности первого режима типового профиля полета БВ осуществляется с использованием выражений (3.1.1), (3.1.2), (3.1.4)-(3.1.6).

Рассмотрим пример расчета этой мощности.

### Пример 3.1.

В этом и последующих примерах данной главы будем использовать в качестве исходных данных предельные значения параметров БВ, приведенных в Примере 1.1.

Сила веса БВ будет равна:

$$G = m_{\text{взл}}g = 180 \cdot g = 1765,197 \text{ Н.}$$

Здесь в качестве  $m_{\text{взл}}$  взято максимальное значение взлетной массы из требований Заказчика (см. Пример 1.1).

Из работы [17] будем использовать значение:

$$\bar{V}_y = 5 \text{ м/с.}$$

Радиус НВ определяется формулой:

$$R_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{m_{\text{взл}}}{\rho \cdot \pi}} = 1,693 \text{ м,}$$

где  $\rho = 20 \text{ кг/м}^2$ .

Тогда площадь, ометаемая НВ будет равна:

$$F_{\text{НВ}} = \pi R_{\text{НВ}}^2 = 9,000 \text{ м}^2.$$

Индуктивная скорость  $v$ , согласно формуле (3.1.5), при  $\rho(1000) = 1,112 \text{ кг/м}^3$  будет равна  $v = 7,218 \text{ м/с}$ .

Значение силы тяги  $T_{\text{НВ}}$  на высоте  $h = 0 \text{ м}$  получим с использованием условия ее равенства силе веса БВ:

$$T_{\text{НВ}} = 1765,197 \text{ Н.}$$

Индуктивная мощность, вычисленная из выражения (3.1.2), при  $\chi = 0,9$  будет равна:

$$N_{\text{инд}}^{(1)} = 23963,507 \text{ Н} \cdot \text{м/с} = 23,964 \text{ кВт} = 32,590 \text{ л.с.}$$

Мощность в л.с., потребная для взлета БВ определяется по формуле (3.1.4) следующим образом:

$$N_{\text{движ}}^{(1)} = 6,390 \text{ л.с.}$$

Тогда общая потребная мощность для вертикального взлета БВ согласно выражению (3.1.1) будет равна:

$$N^{(1)} = N_{\text{инд}}^{(1)} + N_{\text{движ}}^{(1)} = 38,981 \text{ л.с.} = 28,670 \text{ кВт.}$$

2°. *Режим висения БВ с разворотом по требуемому курсу.*

Мощность, потребная для реализации этого режима, представляется как [24]:

$$N^{(2)} = N_{\text{инд}}^{(2)} + N_{\text{проф}}^{(2)}, \quad (3.1.7)$$

где  $N_{\text{инд}}^{(2)}$  – мощность, необходимая для преодоления индуктивного сопротивления лопастей НВ;  $N_{\text{проф}}^{(2)}$  – мощность, потребная для преодоления их профильного сопротивления.

Первое слагаемое в выражении (3.1.7) вычисляется при  $T_{\text{НВ}} = G$  по следующей формуле [24]:

$$N_{\text{инд}}^{(2)} = Gv / \chi, \quad (3.1.8)$$

где индуктивная скорость потока воздуха при висении БВ на высоте  $h$  будет равна [17]:

$$v = \sqrt{\frac{G}{2\rho(h)\chi F_{\text{НВ}}}}. \quad (3.1.9)$$

Профильную мощность, согласно работе [24], будем определять по формуле вида:

$$N_{\text{проф}}^{(2)} = GU_{\text{НВ}}k_{\text{НВ}} / \chi. \quad (3.1.10)$$

Здесь  $U_{\text{НВ}} = (\omega_{\text{НВ}}R_{\text{НВ}})_{\text{доп}}$  – допустимое значение окружной скорости вращения конца лопастей НВ;  $k_{\text{НВ}}$  – обратное аэродинамическое качество элемента его лопасти, которое будет равно:

$$k_{\text{НВ}} = \frac{c_{x \text{ проф}}}{c_y}, \quad (3.1.11)$$

где  $c_{x \text{ проф}}$ ,  $c_y$  – соответственно коэффициенты профильного сопротивления и подъемной силы элемента лопасти НВ.

По данным отмеченной выше работы, значения коэффициента (3.1.11) лежат в пределах 0,02-0,04.

### Пример 3.2.

Проведем расчет потребной мощности при висении БВ на высоте  $h = 1000$  м, представленной выражением (3.1.7).

Согласно формуле (3.1.9) значение индуктивной скорости при плотности  $\rho(1000) = 1,112$  кг/м<sup>3</sup> будет равно  $v = 9,899$  м/с.

Тогда, применяя формулу (3.1.8), имеем:

$$N_{\text{инд}}^{(2)} = 19414,998 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = 19,415 \text{ кВт} = 26,404 \text{ л.с.}$$

При значениях  $U_{\text{НВ}} = 200$  м/с и  $k_{\text{НВ}} = 0,04$  из выражения (3.1.10) получим:

$$N_{\text{проф}}^{(2)} = 13337,04 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = 13,337 \text{ кВт} = 18,138 \text{ л.с.}$$

Общее значение потребной мощности для выполнения режима висения БВ будет равно:

$$N^{(2)} = 44,543 \text{ л.с.} = 32,761 \text{ кВт.}$$

*3°. Режим горизонтального полета БВ на постоянной высоте с максимальной скоростью.*

Данный режим эксплуатации БВ является основным и наиболее длительным. Для получения гарантированного значения потребной мощности при выполнении разнообразных полетных заданий будем считать, что полет БВ выполняется на максимальной скорости  $V_{\text{max}}$ .

При этом будем предполагать, что влияние криволинейности траекторий полетов БВ в зонах выполнения полетных заданий на общее значение их потребной мощности относительно невелико.

*Потребная мощность* на этом режиме должна обеспечивать движение БВ при действии системы сил, препятствующих его движению [17]. Основной силой из них является сила аэродинамического сопротивления  $X$  вертолета, которая складывается из трех составляющих:

- силы  $X_{\text{инд}}$  индуктивного сопротивления, обусловленного подъемной силой НВ;
- силы профильного сопротивления  $X_{\text{проф}}$ , связанного с сопротивлением трения и давления лопастей НВ;
- силы сопротивления корпуса  $X_{\text{кор}}$ , связанного с трением и давлением частей БВ без несущего винта.

В соответствии с этим потребную мощность на рассматриваемом режиме движения БВ будем представлять в виде суммы:

$$N_{\text{потр}}^{(3)} = N_{\text{инд}}^{(3)} + N_{\text{проф}}^{(3)} + N_{\text{кор}}^{(3)}, \quad (3.1.12)$$

где каждое из слагаемых отражает одну из приведенных выше составляющих силы аэродинамического сопротивления БВ.

В режиме его горизонтального полета со скоростью  $V_{\text{max}}$  на высоте  $h_{\text{пол}}$  потребная индуктивная составляющая мощности определяется по формуле [17]:

$$N_{\text{инд}}^{(3)} = X_{\text{инд}} V_{\text{max}} = \frac{G^2}{2\rho F_{\text{НВ}} V_{\text{max}}}, \quad (3.1.13)$$

где  $\rho = \rho(h_{\text{пол}})$  – плотность воздуха на высоте  $h_{\text{пол}}$ .

При расчете мощности  $N_{\text{проф}}^{(3)}$  в процессе предварительного проектирования БВ будем использовать приближенную зависимость вида [2]:

$$N_{\text{проф}}^{(3)} = 0,125k_{\text{к}}c_{x_{\text{НВ}}}^{\text{ср}}\rho(h)F_{\text{НВ}}\sigma_{\text{НВ}}\left(1 + 5\left(\frac{V_{\text{max}}}{U_{\text{НВ}}}\right)^2\right)U_{\text{НВ}}^3, \quad (3.1.14)$$

где  $k_{\text{к}}$  – коэффициент, учитывающий влияние формы корпуса БВ;  $c_{x_{\text{НВ}}}^{\text{ср}}$  – среднее значение коэффициента аэродинамического сопротивления НВ вертолета;  $\sigma_{\text{НВ}}$  – коэффициент заполнения НВ, который определяется по формуле:

$$\sigma_{\text{НВ}} = \frac{z_{\text{л}}b_{\text{л}}}{\pi R_{\text{НВ}}}. \quad (3.1.15)$$

В этом выражении использованы следующие параметры НВ вертолета:

- число лопастей  $z_{\text{л}}$ ;
- средняя ширина лопасти  $b_{\text{л}} = R_{\text{НВ}}/\lambda_{\text{л}}$ ;

- удлинение лопасти  $\lambda_{\text{л}}$ .

Для расчета по формуле (3.1.14) предлагается использовать следующие статистические данные из работы [2]:

$$\begin{aligned} k_{\text{к}} = 0,097; \quad c_{x_{\text{НВ}}}^{\text{ср}} = 0,01; \quad U_{\text{НВ}} = 200 \text{ м/с}; \\ z_{\text{л}} = 4; \quad \lambda_{\text{л}} = 20; \quad b_{\text{л}} = 0,08 \text{ м}; \quad \sigma_{\text{НВ}} = 0,064. \end{aligned} \quad (3.1.16)$$

Значение потребной мощности  $N_{\text{кор}}^{(3)}$ , связанное с аэродинамическим сопротивлением несущих частей корпуса БВ (фюзеляжа, хвостовой балки и др.), вычисляется как:

$$N_{\text{кор}}^{(3)} = X_{\text{кор}} V_{\text{max}} = 0,5 \sum_{j=1}^n (c_{xj} S_j) \rho (h_{\text{пол}}) V_{\text{max}}^3. \quad (3.1.17)$$

В этом выражении можно использовать приведенное в работе [2] предположение, что сомножитель  $\sum_{j=1}^n (c_{xj} S_j)$  изменяется в пределах от 0,2 до 0,4.

Отметим, что в работе [24] приведена другая методика расчета потребной мощности для выполнения горизонтального полета вертолета со скоростью  $V = \text{const}$ .

### Пример 3.3.

Определим значение потребной мощности (3.1.12) для горизонтального полета БВ со скоростью  $V_{\text{max}} = 41,667 \text{ м/с}$  на высоте  $h_{\text{пол}} = 1000 \text{ м}$ .

Согласно выражению (3.1.13) индуктивная составляющая мощности будет равна:

$$N_{\text{инд}}^{(3)} = 3736,116 \text{ Н} \cdot \text{м/с} = 3,736 \text{ кВт} = 5,081 \text{ л.с.}$$

Значение мощности, необходимой для преодоления профильного сопротивления НВ вертолета определим по формуле (3.1.14):

$$N_{\text{проф}}^{(3)} = 496,16 \text{ Н} \cdot \text{м/с} = 0,49616 \text{ кВт} = 0,675 \text{ л.с.}$$

Мощность, необходимая для преодоления сопротивления несущих частей корпуса БВ (3.1.17) будет равна:

$$N_{\text{кор}}^{(3)} = 12065,97 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = 12,066 \text{ кВт} = 16,4097 \text{ л.с.}$$

Тогда общее значение мощности, необходимой для выполнения рассматриваемого режима полета БВ, имеет вид:

$$N_{\text{потр}}^{(3)} = N_{\text{инд}}^{(3)} + N_{\text{проф}}^{(3)} + N_{\text{кор}}^{(3)} = 22,165 \text{ л.с.} = 16,298 \text{ кВт.}$$

4°. *Режим вертикального спуска БВ с работающим двигателем.*

Потребную мощность для этого режима опишем выражением вида [24]:

$$N^{(4)} = N_{\text{инд}}^{(4)} + N_{\text{проф}}^{(4)}. \quad (3.1.18)$$

При ее расчете будем считать, что силой  $X_{\text{вр}}$  можно пренебречь из-за ее малости. Тогда будет иметь место условие:

$$T_{\text{нв}} = G.$$

Индуктивная мощность вычисляется по следующей формуле [24]:

$$N_{\text{инд}}^{(4)} = T_{\text{нв}} (v - V_y) = G(v - V_y) / \chi. \quad (3.1.19)$$

Считая, что профильная мощность практически соответствует такой мощности на режиме висения БВ, будем использовать формулу (3.1.10), которая для режима спуска БВ примет следующий вид:

$$N_{\text{проф}}^{(4)} = GU_{\text{нв}} / \chi, \quad (3.1.20)$$

#### Пример 3.4.

При использовании формулы (3.1.19) воспользуемся следующими результатами Примера 3.2:

$$V_y = 5 \text{ м/с}; \quad v = 9,899 \text{ м/с}; \quad N_{\text{проф}}^{(2)} = 13,337 \text{ кВт} = 18,138 \text{ л.с.}$$

В этом случае расчет по этой формуле дает следующий результат:

$$N_{\text{инд}}^{(4)} = 8647,514 \text{ Н} \cdot \text{м/с} = 8,647 \text{ кВт} = 11,761 \text{ л.с.}$$

Тогда из выражения (3.1.18) следует, что при  $N_{\text{проф}}^{(4)} = N_{\text{проф}}^{(2)} = 18,138 \text{ л.с.}$  мощность, необходимая для выполнения вертикальной посадки БВ будет равна:

$$N^{(4)} = N_{\text{инд}}^{(4)} + N_{\text{проф}}^{(4)} = 29,899 \text{ л.с.} = 21,985 \text{ кВт.}$$

Из результатов приведенных выше примеров следует, что наибольшее значение необходимой мощности  $N_{\text{потр}} = 44,543 \text{ л.с.} = 32,761 \text{ кВт}$  для выполнения типового профиля полета БВ, приведенного на Рис. 3.1, требуется на этапе его висения. Это полностью соответствует утверждению, что для висения вертолетом требуется бóльшая мощность, чем при его вертикальном взлете, горизонтальном полете и снижении [24].

Оценка общей мощности, необходимой для выполнения полета БВ по типовому профилю полета, приведенному на Рис. 3.1, имеет вид:

$$N_{\text{потр}} = \max\{N^{(1)}; N^{(2)}; N^{(3)}; N^{(4)}\}. \quad (3.1.21)$$

Из приведенных выше примеров и этой формулы следует, что:

$$N_{\text{потр}} = 44,543 \text{ л.с.}$$

В работе [2] приведена другая оценка общей необходимой мощности БВ (л.с.), связанной с основным параметром разрабатываемого вертолета:

$$N_{\text{потр}} = (0,28-0,3)m_{\text{взл}},$$

где  $m_{\text{взл}}$  – предельная взлетная масса вертолета, которую будем брать из Примера 1.1.

При  $m_{\text{взл}} = 180 \text{ кг}$  из этой формулы имеем, что:

$$50,4 \text{ л.с.} \leq N_{\text{потр}} \leq 54 \text{ л.с.}$$

В отмеченной работе утверждается, что 20-25% от потребной мощности двигателя, передаваемой на НВ вертолета классической схемы, используется для обеспечения работы агрегатов (редукторы, трансмиссия и др.), связанных с двигателем БВ. При максимальном значении указанных процентов, учитывающих также затраты мощности при неустановившихся режимах полета БВ в процессе выполнения ПЗ, имеем:

$$N_e^* = 1,25N_{\text{потр}}. \quad (3.1.22)$$

Используя эту формулу и приведенное выше неравенство, имеем, что:

$$63 \leq N_e^* \leq 67,5.$$

На наш взгляд такой подход при выборе двигателя БВ позволяет получить его перенасыщенный образец. Это может отрицательно отразиться на других массовых характеристиках разрабатываемого БВ.

Проблему снижения потребной мощности для осуществления поступательного движения вертолета на практике предлагается решать путем повышения значения его аэродинамического качества [17]:

$$K = \frac{C_{y \text{ НВ}} + C_{y \text{ кр}} + C_{y \text{ НЭ}}}{C_{x \text{ НВ}} + C_{x \text{ кр}} + C_{x \text{ НЭ}}},$$

где индексы НВ, КР, НЭ коэффициентов  $c_y$  подъемной силы и силы сопротивления  $c_x$  относятся к НВ, крылу и несущим элементам его корпуса.

В этой работе отмечается, что значение качества современных пилотируемых вертолетов лежит в пределах от 3,6 до 4,7. Для повышения аэродинамического качества БВ предлагается использовать типовой корпус вертолета, имеющего эллипсоидную форму фюзеляжа с минимальным значением ко-

эфициента  $c_x$  и крыло, создающее дополнительную подъемную силу, что позволит повысить величину  $K$ .

Приведенные выше результаты расчетов мощности в кВт могут быть использованы при замене поршневых маршевых двигателей в перспективных БВ на электрические двигатели [17].

### **3.2. Формирование множества возможных вариантов двигателей для разрабатываемого беспилотного вертолета**

Как было отмечено в работе [2], в существующей литературе по беспилотной авиационной технике практически отсутствуют методики выбора такой их важнейшей компоненты как двигательная установка. Особенно это касается беспилотной вертолетной техники, в описаниях образцов которой как факт приводятся без обоснований типы и некоторые характеристики установленных на ней двигателей [1].

Практика показывает, что при принятии любых проектно-конструкторских решений первым этапом является формирование их возможных вариантов.

Для решения этой задачи будем использовать понятие располагаемой мощности двигателя.

Рассмотренная выше потребная мощность  $N_{\text{потр}}$  представляет собой мощность, которую необходимо подводить к НВ вертолета для выполнения им заданных режимов его полета.

*Располагаемая (эфициентная) мощность  $N_e$*  представляет собой часть мощности  $N_{\text{потр}}$ , используемой двигателем на конкретном режиме полета вертолета. Различие значений  $N_{\text{потр}}$  и  $N_e$  объясняется наличием следующих потерь мощности:

а) на обеспечение работы рулевого винта (на режиме висения – 8-10%, на режиме горизонтального полета – 2-4%);

б) на приводы агрегатов двигателя – 1%;

в) на трение в трансмиссии вертолета – 3%.

Для ликвидации этих и других потерь потребная для полета БВ мощность должна быть увеличена.

Располагаемая мощность двигателя вычисляется по известной формуле [24]:

$$N_e = N_{\text{потр}}/\xi_N, \quad (3.2.1)$$

где  $\xi_N$  – коэффициент использования потребной мощности, который принимает следующие значения:

$\xi_N = 0,78-0,82$  – на режимах вертикального полета и висения;

$\xi_N = 0,84-0,86$  – на режиме горизонтального полета;

### Пример 3.5.

Определим по формуле (3.2.1) с использованием этих данных эффективную (располагаемую) мощность двигателя БВ для потребных мощностей, определенных в Примерах 3.1-3.4.

Располагаемая мощность двигателя для вертикального взлета БВ, вычисленная по формуле (3.2.1), будет равна:

$$N_e^{(1)} = 49,957 \text{ л.с.} = 36,746 \text{ кВт.}$$

Мощность двигателя на режиме висения с разворотом определяется как:

$$N_e^{(2)} = 57,106 \text{ л.с.} = 41,990 \text{ кВт.}$$

Для горизонтального полета БВ используется следующая располагаемая мощность двигателя:

$$N_e^{(3)} = 26,388 \text{ л.с.} = 19,403 \text{ кВт.}$$

Эффективная мощность двигателя при вертикальной посадке БВ будет равна:

$$N_e^{(4)} = 38,332 \text{ л.с.} = 28,185 \text{ кВт.}$$

Из полученных результатов следует, что располагаемая мощность двигателя для реализации режима висения БВ в 2,17 раза больше по сравнению с такой мощностью для его горизонтального полета. Это означает, что если при выборе двигателя ориентироваться на величину  $N_e^{(2)}$ , то получим «перенапряженный» двигатель, т.е. двигатель с избытком располагаемой мощности, которая используется в процессе эксплуатации БВ на незначительном интервале времени полета вертолета.

Для «разгрузки» силовой установки БВ на режиме вертикального взлета и висения в работе [17] предложено использовать сбрасываемые стартовые ускорители (твердотопливные реактивные двигатели) с общей силой тяги  $2P_{сд}$ .

В этом случае выбор подходящих маршевых двигателей для создаваемого БВ при соответствующих значениях силы тяги  $P_{сд}$  может проводиться не по максимальной (взлетной) мощности, а по их номинальной мощности, которая используется при выполнении основной массы полетных заданий.

Рассмотрим методику формирования совокупности возможных вариантов двигателей для проектируемого БВ [17].

Пусть  $N_i^{(ном)}$  – значение номинальной мощности  $i$ -го образца двигателя из имеющегося у Разработчика БВ каталога, содержащего  $n$  выпускаемых двигателей,  $i = (\overline{1, n})$ . Из этого каталога будем выбирать образцы двигателей, удовлетворяющих следующему условию:

$$N_e^{(3)} \leq N_i^{(ном)} \leq N_e^*, \quad i = (\overline{1, n}). \quad (3.2.2)$$

В этом выражении значение  $N_e^*$  вычисляется с использованием формулы (3.1.22) из соотношения:

$$N_e^* = 1,25(0,28...0,3)m_{взл} = (0,35...0,375)m_{взл} = 0,375m_{взл}, \quad (3.2.3)$$

где  $m_{\text{взл}}$  – взлетная масса БВ.

Отметим, что отбор вариантов двигателей осуществляется по значениям их мощности в л.с.

В процессе анализа выполнения условия (3.2.2) формируется индексное множество номеров образцов подходящих двигателей:

$$J_{\text{под}} = \{i \in (\overline{1, n}) \mid N_e^{(3)} \leq N_i \leq N_e^*\}. \quad (3.2.4)$$

В дальнейшем это множество преобразуется в множество наименований (марок) отобранных допустимых вариантов двигателей для создаваемого БВ:

$$D_{\text{под}} = \{d_s \mid s \in J_{\text{под}}\}, \quad (3.2.5)$$

где  $d_s$  – марка  $s$ -го двигателя, отобранного для последующего анализа.

### Пример 3.6.

Пусть в распоряжении Разработчика БВ имеются основные характеристики отечественных поршневых двигателей, приведенные в Табл. 3.1 [17]. Неравенство (3.2.2) с учетом того, что для  $m_{\text{взл}} = 180$  кг и величины  $N_e^* = 0,375 \cdot 180 = 67,5$  л.с., конкретизируется следующим образом:

$$26,388 \leq N_j^{(\text{ном})} \leq 67,5, \quad j = (\overline{1, 10}).$$

Анализируя четвертую строку Табл. 3.1, получаем, что подходящими вариантами двигателя для такого БВ являются образцы №1, №2, №3, №4, №5, №6, №9, которые составляют индексное множество (3.2.4) вида:

$$J_{\text{под}} = \{1; 2; 3; 4; 5; 6; 9\}. \quad (3.2.6)$$

С учетом приведенных в Табл. 3.1 наименований (марок) двигателей множество (3.2.5) представляется как:

$$D_{\text{под}} = \{\text{МД400РУ; ДП-100; П-032;}$$

$$\text{М-18-01; ПД-1400; АД-110/120; М5}\}.$$

Таблица 3.1

№ образца	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Наименование	МД400РУ	ДП-100	П-032	М-18-01	ПД-1400	АПД-110/120	АПД-500	ДВ-50	М5	ПД-35.2
Масса двигателя, кг	58	80	13,1	25	69	92	29	35	100	3,1
Максимальная мощность, л.с.	102 на 6500 об/мин	120 на 6150 об/мин	45 на 6600 об/мин	64 на 5800 об/мин	90	120	57	50	130 на 2000 об/мин	8,2 на 6900 об/мин
Номинальная мощность, л.с.	45 на 6000 об/мин	64 на 5800 об/мин	32 на 6000 об/мин	45 на 5000 об/мин	39,6	52,8	25,1	22	57,2 на 880 об/мин	3,6 на 3000 об/мин
Минимальная мощность, л.с.	20 л.с. на 3000 об/мин	23 на 3100 об/мин	20 на 3000 об/мин	23 на 3100 об/мин	18	24	11,4	10	26 на 400 об/мин	1,64 на 1380 об/мин
Удельная номинальная мощность, л.с./кг	0,776	0,800	2,443	1,800	0,574	0,574	0,866	0,639	0,572	1,161
Удельный расход топлива, кг/л.с.·ч	0,240	0,275	0,240	0,275	0,210	0,190	0,190	0,190	0,240	—

Отметим, что приведенные в Разд. 3.1 и в этом Разделе методики должны быть реализованы в составе комплекса программ (КП) «Силовая установка» перспективной САПР БВ, предложенной в работе [1].

С использованием этого КП и базы данных (БД) по существующим двигателям из состава распределенного банка данных (БнД) САПР БВ должно выполняться формирование множеств (3.2.4) и (3.2.5).

### **3.3. Парето-оптимальные решения для выбора эффективного двигателя для беспилотного вертолета**

При использовании в перспективе значительных по объему каталогов отечественных и зарубежных двигателей число их марок, попавших в множество  $D_{\text{под}}$ , может быть достаточно значительным. Это затрудняет Разработчику БВ анализ их характеристик и принятие решения по выбору конкретного образца двигателя.

Кроме этого, современный двигатель, как достаточно сложный объект, имеет различные часто противоречивые критерии его эффективности, что также затрудняет Разработчику выбор его оптимального образца. В частности, выбранный двигатель должен иметь минимальную массу, максимальную мощность, минимальный расход топлива, максимальный ресурс и минимальные габариты.

В этом разделе будет приведена методика удовлетворения таким требованиям, описанная в работе [17].

Приведем краткую характеристику теоретических основ предлагаемой методики, основанной на использовании понятия решений многокритериальных задач оптимизации по Парето применительно к дискретному множеству их вариантов.

Отметим, что эта методика также будет использована в Главе 4 для выбора эффективных образцов бортового оборудования разрабатываемого БВ.

Будем считать, что имеется совокупность (множество)  $N$  допустимых вариантов (альтернатив) решения некоторой проектной задачи вида:

$$J_{\text{доп}} = \{1, 2, \dots, i, \dots, N\}, \quad (3.3.1)$$

где  $i$  – номер альтернативы (варианта) решения.

Пусть по условиям решаемой задачи каждая альтернатива должна оцениваться совокупностью (вектором) показателей ее эффективности:

$$W(i) = (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ki}), \quad i = \overline{(1, N)}. \quad (3.3.2)$$

Тогда задача многокритериального выбора эффективных решений из заданного множества альтернатив  $J_{\text{доп}}$  записывается в общем виде как:

$$W(i) \rightarrow \underset{i=(1, N)}{\text{extr}}. \quad (3.3.3)$$

Под *эффективным решением* этой задачи понимается решение, являющееся наилучшим (предпочтительным) в пространстве критериев  $W_1, W_2, \dots, W_k$  по сравнению с остальными решениями. Согласно парето-оптимальному подходу [26, 27] к решению многокритериальных задач оптимизации 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 [27].

Отметим, что для дискретного множества (3.3.1) не выполняются условия выпуклости множества допустимых ре-

шений задачи (3.3.3), что не позволяет корректным образом применять при ее решении классический метод линейной свертки критериев, основанный на применении теоремы С. Карлина [26].

Конкретизируем задачу вида (3.3.3) следующим образом:

$$\begin{aligned} (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ri}) &\rightarrow \max_{i=(1, N)}, \\ (W_{r+1,i}, W_{r+2,i}, \dots, W_{ki}) &\rightarrow \min_{i=(1, N)}. \end{aligned} \quad (3.3.4)$$

Здесь предполагается, что вектор целевых функций (3.3.2) 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  $i \in J_{\text{доп}}$ , а для  $r = 0$  имеем задачу минимизации  $W(i)$ .

Как известно [26], оптимизация решений по принципу Парето основывается на выделении в множестве  $J_{\text{доп}}$  неулучшаемых (парето-оптимальных) элементов (точек) с использованием отношения предпочтения (отношения строгого порядка), заданного на множестве альтернативных вариантов решений. В нашем случае, при решении задачи (3.3.4) можно утверждать, что  $i$ -я точка этого множества является предпочтительнее, чем  $s$ -я точка множества  $J_{\text{доп}}$ , если для этой пары точек при  $s \neq i$  одновременно выполняются неравенства вида:

$$\begin{aligned} W_{ji} &\geq W_{js}, \quad j = \overline{1, r}, \\ W_{ji} &\leq W_{js}, \quad j = \overline{r+1, k}, \quad i = \overline{1, N}, \quad s = \overline{1, N}, \end{aligned} \quad (3.3.5)$$

причем хотя бы одно неравенство строгое.

Последовательное сравнение вариантов решений между собой с исключением из рассмотрения неpreferred решений составляет основу предлагаемого метода решения задачи (3.3.4). Отметим, что множество эффективных (ком-

промиссных) решений (множество Парето) состоит из «крайних» (неулучшаемых) вариантов решений.

В работе [17] для оценки парето-оптимальности точек множества  $J_{\text{доп}}$  использовалось понятие ортанта, который в общем случае представляет собой в пространстве критериев (3.3.2) выпуклый острый конус без вершины, порожденный единичными ортами этого пространства.

При этом утверждается, что рассматриваемая точка является парето-оптимальной тогда и только тогда, когда во внутреннюю часть ортанта, вершина которого сдвинута в эту точку, не попадет ни одна из точек множества  $J_{\text{доп}}$ .

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:

$$C_s^k = \left\{ (W_1, W_2, \dots, W_k) \mid (W_j \geq W_{js}, j = (\overline{1, r})) \wedge \right. \\ \left. \wedge (W_j \leq W_{js}, j = (\overline{r+1, k})) \right\}, \quad s = (\overline{1, N}), \quad (3.3.7)$$

где  $\wedge$  – знак конъюнкции, означающий высказывание «и».

Отметим, что на практике [26, 27] наибольшее распространение получили двухкритериальные задачи непрерывной и дискретной оптимизации с различными сочетаниями максимизируемых и минимизируемых целевых функций  $W_1$  и  $W_2$ .

Для таких задач на Рис. 3.4 приведены различные виды применяемых в них вариантов ортогональных конусов (ортантов) вида  $C_s^2$ .

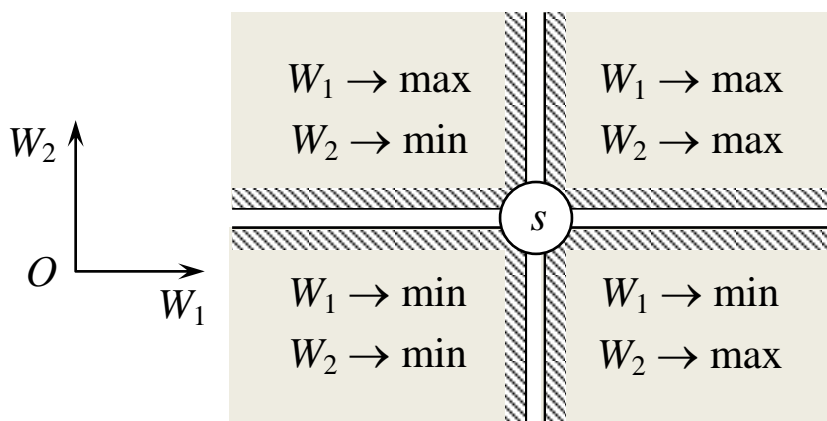


Рис. 3.4

С помощью соответствующих ортантов можно при небольших множествах  $J_{\text{доп}}$  графически с применением приведенного ниже решающего правила решать задачу формирования множества парето-оптимальных решений.

Рассмотрим иллюстративный пример применения графического метода решения задачи для множества (3.3.1) вида:

$$J_{\text{доп}} = (1, 2, 3, \dots, i, \dots, 11),$$

на котором при  $k = 2$  и  $r = 1$  решается двухкритериальная задача (3.3.4):

$$W_{1i} \rightarrow \max_{i=(1,11)} ; \quad W_{2i} \rightarrow \min_{i=(1,11)} . \quad (3.3.8)$$

Для альтернатив  $s = 1$  и  $s = 6$  на Рис 3.5 приведены графические представления ортантов (конусов)  $C_1^2$  и  $C_6^2$ .

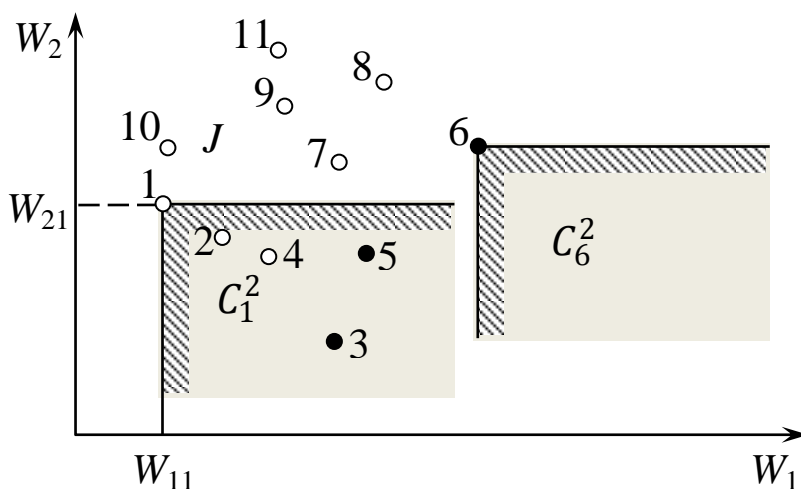


Рис. 3.5

В общем случае с помощью конусов вида (3.3.7) изменение состава точек множества  $J_{\text{доп}}$  осуществляется по следующему решающему правилу: «Если для любого  $s \in (\overline{1, N})$  конус  $C_s^k$  содержит хотя бы одну точку с координатами  $(W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ki})$ , где  $i \in J_{\text{доп}}$ , то  $s$ -я точка с координатами  $(W_{1s}, W_{2s}, \dots, W_{ks})$  исключается из множества  $J_{\text{доп}}$ . Если некоторый конус является пустым, т.е.  $C_i^k = \emptyset$ ,  $i \in (\overline{1, N})$ , то  $i$ -я точка множества  $J_{\text{доп}}$  считается парето-оптимальным решением задачи (3.3.4)».

Результатом работы этого правила является множество парето-оптимальных вариантов решений:

$$J_{\text{по}} = \{i_1, i_2, \dots, i_m\}, \quad m < N, \quad (3.3.9)$$

которое выдается ЛПР для анализа и выбора конкретного решения.

Отметим, что программная реализация этого правила является достаточно простой, т.к. включает в себя перебор точек множества и проверку выполнения неравенств, входящих в выражение (3.3.7).

Вернемся к иллюстративному примеру.

Применяя решающее правило к Рис. 3.5, получаем, что конус  $C_1^2$  содержит точки 2, ..., 5, т.е.  $C_1^2 \neq \emptyset$ . Продолжая перебор точек, получаем, что  $C_s^2 \neq \emptyset$  для  $s \in \{2, 4, 7-11\}$ . Вместе с тем, анализ показывает, что конусы  $C_3^2 = \emptyset$ ,  $C_5^2 = \emptyset$ ,  $C_6^2 = \emptyset$ , т.е. являются пустыми. Это означает, что в рассматриваемом множестве  $J_{\text{доп}}$  оптимальным по Парето решениям соответствуют точки 3, 5 и 6, т.е.  $J_{\text{по}} = \{3; 5; 6\}$ .

Дополнительно отметим, что практическое применение метода конусов вида (3.3.7) при решении задачи (3.3.4) состо-

ит в проверке для каждого фиксированного значения  $s \in \overline{(1, N)}$  перебираемых значений  $i \in \overline{(1, N)}$ ,  $i \neq s$ , и анализ выполнения условий вида (3.3.5). Если эти условия выполняются, т.е.  $C_s^k = \emptyset$ , то  $i$ -й вариант решений является одним из искомым парето-оптимальных вариантов решения задачи (3.3.4).

Таким образом, суть предлагаемой методики можно также интерпретировать как построение последовательности конусов  $C_1^k, C_2^k, \dots, C_N^k$  и анализ наличия в них хотя бы одной точки заданного множества  $J_{\text{доп}}$  путем перебора всех пар точек этого множества.

При этом максимальное число проводимых при переборе операций по проверке выполнения неравенств вида (3.3.5) можно оценить формулой:

$$M = (N - 1)k + (N - 2)k + \dots + 2k + k = 0,5kN(N - 1).$$

Из этой формулы следует, что для компьютерного решения иллюстративной задачи, представленной на Рис. 3.5, требуется выполнить  $M = 110$  операций по проверке выполнения условий вида:  $W_{1i} \geq W_{1s}$ ,  $W_{2i} \leq W_{2s}$  для всех  $s, i \in \overline{(1, 11)}$ ,  $i \neq s$ . 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 состоянии 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 (3.3.9) можно использовать для получения единст-

венного «квазиоптимального» решения метод «идеальной точки» [17]. Суть этого метода заключается в следующем.

В связи с тем, что единственного оптимального решения задачи (3.3.4) объективно не существует [26], в пространстве критериев  $W_1, W_2, \dots, W_k$  решаемой задачи выделяется точка с координатами:

$$W_{\text{ИТ}} = (W_{1,\min}, W_{2,\min}, \dots, W_{r,\min}, W_{r+1,\max}, W_{r+2,\max}, \dots, W_{k,\max}). \quad (3.3.10)$$

Такая недостижимая точка называется «идеальной точкой» (ИТ). Далее в множестве парето-оптимальных решений (3.3.9) находится точка  $i_0$  ближайшая к ИТ, которая описывает «квазиоптимальное» решение задачи (3.3.4) выбора двигателя для разрабатываемого БВ.

Решение, соответствующее этому варианту имеет значения критериев  $W_{1,i_0}; W_{2,i_0}, \dots, W_{k,i_0}$ .

Поясним этот подход на приведенном выше иллюстративном примере (см. Рис. 3.5).

В этом примере множество (3.3.9) имеет следующий вид:

$$J_{\text{по}} = \{3; 5; 6\}.$$

Координаты ИТ, описываемые вектором (3.3.10), конкретизируются как:

$$W_{\text{ИТ}} = (W_{1,\min}, W_{2,\max}).$$

На Рис. 3.6 представлены множество  $J_{\text{по}}$  и ИТ рассматриваемой задачи.

Для определения «квазиоптимального» решения в этом примере рассматриваются расстояния от ИТ до точек  $i_1 = 3$ ;  $i_2 = 5$ ;  $i_3 = 6$ , вычисляемые по формулам [17]:

$$\begin{aligned} \rho_3 &= \sqrt{(W_{1,3} - W_{1,\min})^2 + (W_{2,3} - W_{2,\max})^2}; \\ \rho_5 &= \sqrt{(W_{1,5} - W_{1,\min})^2 + (W_{2,5} - W_{2,\max})^2}; \\ \rho_6 &= \sqrt{(W_{1,6} - W_{1,\min})^2 + (W_{2,6} - W_{2,\max})^2}. \end{aligned} \quad (3.3.11)$$

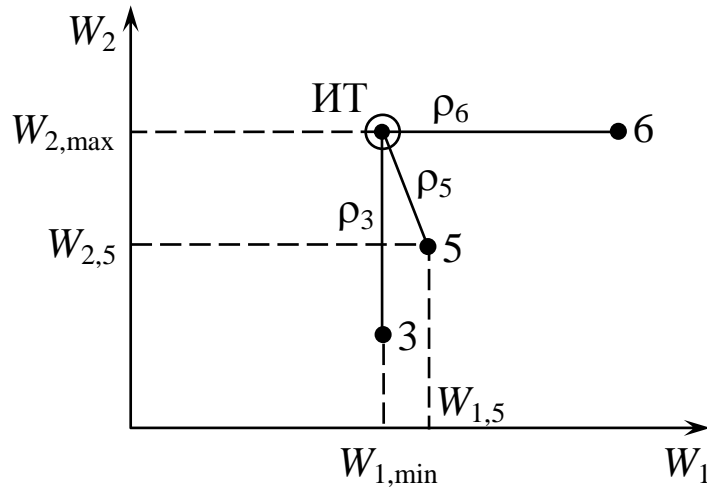


Рис. 3.6

Из полученных расстояний выбирается наименьшее, которое будет соответствовать варианту  $i_0 \in J_{\text{по}}$ .

Следуя Рис. 3.6, таким вариантом может быть вариант  $i_0 = 5$ , который имеет значения критериев  $W_{1,5}$  и  $W_{2,5}$ .

Формулы (3.3.11) применяются в случае, когда критерии  $W_{1i}$  и  $W_{2i}$  имеют значения одного порядка. При различных порядках применяемых критериев для определения «квазиоптимального» решения многокритериальной задачи оптимизации (3.3.4) используются значения относительных расстояний от точек парето-оптимального множества до ИТ, которые вычисляются по общей формуле вида [17]:

$$\rho_{i_p} = \sqrt{\sum_{l=1}^k \left( \frac{W_{l,i_p} - W_{l,\text{ИТ}}}{W_{l,\text{max}}} \right)^2}, \quad i = (\overline{1, m}). \quad (3.3.12)$$

Здесь  $k$  – количество критериев, т.е. число координат каждой парето-оптимальной точки в пространстве критериев;  $m$  – количество парето-оптимальных точек;  $W_{l,\text{ИТ}}$  –  $l$ -я координата идеальной точки в пространстве критериев.

В общем случае при решении двухкритериальной задачи вида (3.3.8), когда множество парето-оптимальных решений

(3.3.9) имеет  $m$  вариантов, для нахождения «квазиоптимального» решения используемая формула (3.3.12) преобразуется как:

$$\rho_{ip} = \sqrt{\left(\frac{W_{1,ip} - W_{1,\min}}{W_{1,\max}}\right)^2 + \left(\frac{W_{2,ip} - W_{2,\max}}{W_{2,\max}}\right)^2}, \quad p = (\overline{1, m}). \quad (3.3.13)$$

Применим предложенную выше методику к задаче многокритериального выбора маршевого двигателя для проектируемого БВ.

При выборе такого двигателя для разрабатываемого БВ будем считать заданным множество  $J_{\text{под}}$  номеров подходящих двигателей (3.2.4), которое содержит  $N$  их альтернатив (вариантов).

Важными требованиями при выборе двигателя являются минимум его массы, максимум располагаемой мощности и минимум удельного расхода топлива.

Для сокращения размерности многокритериальной задачи объединим первые два требования понятием «удельная мощность двигателя», которое описывается выражением вида [17]:

$$\gamma_i = \frac{N_{ei}}{m_i}, \quad i = (\overline{1, N}).$$

Здесь  $N_{ei}$  – номинальная мощность  $i$ -го образца двигателя;  $m_i$  – масса этого образца,  $i \in J_{\text{под}}$ .

Очевидно, что требования  $N_{ei} \rightarrow \max$  и  $m_i \rightarrow \min$  будут достигаться при  $\gamma_i \rightarrow \max$ .

Формирование парето-оптимального множества двигателей для создаваемого БВ покажем при решении двухкритериальной задачи вида:

$$\begin{aligned} W_{1i} = \gamma_i &\rightarrow \max_{i \in J_{\text{под}}}; \\ W_{2i} = c_i &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{под}}}. \end{aligned} \quad (3.3.14)$$

где  $\gamma_i$  – удельная мощность  $i$ -го образца двигателя (л.с./кг);  
 $c_i$  – удельный часовой расход топлива этого образца (кг/л.с.·ч).

Используя приведенное выше решающее правило с помощью ортанта (конуса) вида (3.3.7), который для задачи (3.3.14) принимает следующий вид:

$$C_s^2 = \{\gamma, c \mid (\gamma_i \geq \gamma_{i_s}) \wedge (c_i \leq c_{i_s}), i \in J_{\text{под}}, s \in J_{\text{под}}, (3.3.15)$$

формируется множество парето-оптимальных решений вида (3.3.9).

Это множество с соответствующим оформлением, например, в виде Рис. 3.5, выдается для анализа и принятия решения Разработчику БВ. При необходимости методом «идеальной точки» определяется «квазиоптимальный» вариант двигателя для создаваемого БВ.

### Пример 3.7.

Согласно выражению (3.2.6), имеем следующее множество номеров вариантов подходящих двигателей:

$$J_{\text{под}} = \{1; 2; 3; 4; 5; 6; 9\}. (3.3.16)$$

В Табл. 3.2, сформированной на основе этого множества, приведены марки отобранных двигателей и значения критериев решаемой задачи (3.3.14).

*Таблица 3.2*

№ варианта ( $i$ )	Марка двигателя	Удельная мощность ( $\gamma_i$ )	Удельный часовой расход топлива ( $c_i$ )
1	МД400-РУ	0,776	0,240
2	ДП-100	0,800	0,275
3	П-032	2,443	0,240
4	М-18-01	1,800	0,275
5	ПД-1400	0,574	0,210
6	АДП-110/120	0,574	0,190
9	АПД-500	0,572	0,240

В связи с небольшим числом элементов множества  $J_{\text{под}}$  будем решать эту задачу графическим методом с использованием соответствующего вида ортанта, представленного на Рис. 3.4.

На Рис. 3.7 с использованием данных Табл. 3.2 приведены варианты номеров двигателей  $i$  из множества (3.3.16) со значениями критериев  $\gamma_i$  и  $c_i$ ,  $i \in J_{\text{под}}$ .

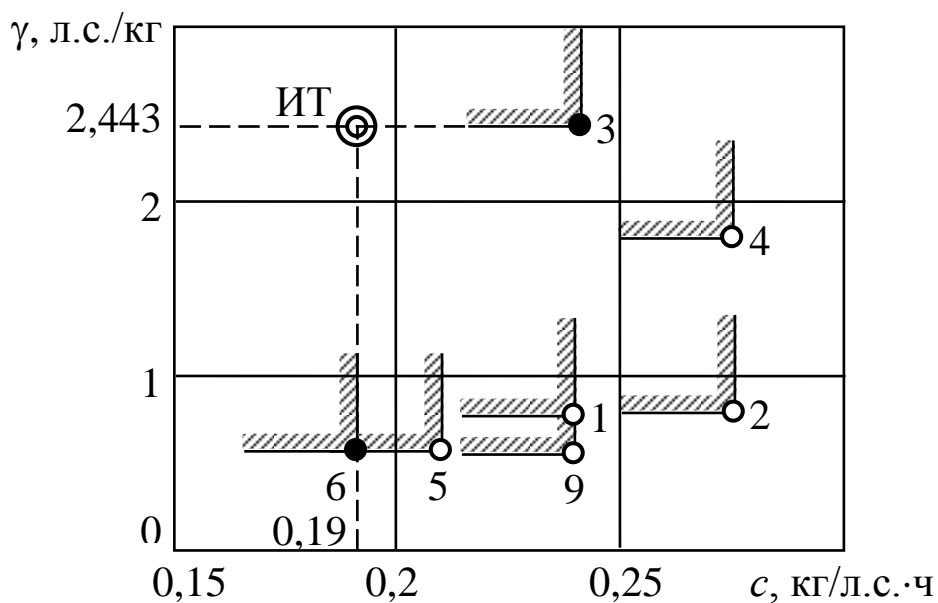


Рис. 3.7

Из этого рисунка следует, что «пустыми» ортантами являются ортанты с вершинами в точках 3 и 6, т.е.  $C_3^2 = \emptyset$  и  $C_6^2 = \emptyset$ .

Последнее означает, что парето-оптимальное множество номеров вариантов двигателей для разрабатываемого БВ имеет следующий вид:

$$J_{\text{по}} = \{3; 6\}. \quad (3.3.17)$$

В соответствии с Табл. 3.2 получаем множество парето-оптимальных марок двигателей:

$$D_{\text{по}} = \{\text{П-032; АПД-110/120}\}.$$

При выборе конкретного варианта двигателя ЛПР может проанализировать значения их дополнительных характеристик (ресурс, габариты (объем) и др.).

Определим «квазиоптимальный» двигатель методом «идеальной точки» (ИТ).

Согласно Рис. 3.7, координаты этой точки записываются как:

$$(c_{\min}, \gamma_{\max}) = (0,190; 2,443).$$

Вычислим по формуле (3.3.13) относительные расстояния от этой точки до точек множества (3.3.17):

$$\rho_3 = \sqrt{\left(\frac{2,443 - 2,443}{2,443}\right)^2 + \left(\frac{0,240 - 0,190}{0,240}\right)^2} = 0,208;$$

$$\rho_6 = \sqrt{\left(\frac{0,576 - 2,443}{2,443}\right)^2 + \left(\frac{0,190 - 0,190}{0,190}\right)^2} = 0,764;$$

В связи с тем, что  $\min\{\rho_3, \rho_6\} = \rho_3$ , «квазиоптимальным», т.е. наиболее близким к ИТ является двигатель П-032.

Из Табл. 3.1 выделяем следующие основные параметры выбранного двигателя:

$$m_{\text{дв}} = 13,1 \text{ кг}; \quad N_e = 32 \text{ л.с.}; \quad N_{\min} = 20 \text{ л.с.};$$

$$N_{\max} = 45 \text{ л.с.}; \quad c_{\text{час}} = 0,240 \text{ кг/л.с.}\cdot\text{ч}.$$

На наш взгляд, при решении практических задач выбора маршевого поршневого двигателя для создаваемого БВ с помощью КП «Силовая установка» перспективной САПР БВ [1] необходимо в общем случае решать с помощью описанной выше методики многокритериальную задачу вида:

$$\begin{aligned}
W_{1i} &= \gamma_i \rightarrow \max_{i \in J_{\text{под}}}; \\
W_{2i} &= c_i \rightarrow \min_{i \in J_{\text{под}}}; \\
W_{3i} &= D_i \times B_i \times Ш_i \rightarrow \min_{i \in J_{\text{под}}}; \\
W_{4i} &= r_i \rightarrow \max_{i \in J_{\text{под}}}; \\
W_{5i} &= Ц_i \rightarrow \min_{i \in J_{\text{под}}}.
\end{aligned} \tag{3.3.18}$$

Здесь  $W_{3i}$  описывает объем  $i$ -го двигателя, а  $D_i$ ,  $B_i$ ,  $Ш_i$  – соответственно длина, высота и ширина этого двигателя (м);  $r_i$  – ресурс  $i$ -го двигателя (ч);  $Ц_i$  – цена  $i$ -го двигателя (тыс. руб.).

При программной реализации этой задачи ортанты (конусы)  $C_s^5$  представляются системой неравенств вида:

$$\gamma \geq \gamma_s; \quad c \leq c_s; \quad W_3 \leq W_{3s}; \quad r \geq r_s; \quad Ц \leq Ц_s, \quad s \in J_{\text{под}}. \tag{3.3.19}$$

Если при подстановке в левые части этих выражений конкретных значений  $\gamma_i$ ,  $c_i$ ,  $W_{3i}$ ,  $r_i$ ,  $Ц_i$ , соответствующих  $i$ -му образцу двигателя из множества  $J_{\text{под}}$ , хотя бы одно из неравенств выполняется, считается, что  $C_s^5 \neq \emptyset$  и вариант  $s$  исключается из дальнейшего рассмотрения. Далее формируется следующий конус путем подстановки в правые части неравенств (3.3.19) значений критериев задачи, соответствующих другому  $s$ -му варианту подходящих двигателей. После этого в левые части выражений (3.3.19) последовательно подставляются значения  $\gamma_i$ ,  $c_i$ ,  $W_{3i}$ ,  $r_i$ ,  $Ц_i$  для оставшихся после исключения  $s$ -х вариантов в множестве  $J_{\text{под}}$   $i$ -х вариантов, также проверяется выполнение каждого неравенства из состава выражений (3.3.19).

Если в процессе анализа их выполнения оказывается, что  $C_s^5 = \emptyset$  для текущего  $s$ -го значения номера варианта двигателя, то оно включается в состав множества парето-оптимальных вариантов  $J_{\text{по}}$  двигателей.

Отметим, что процесс формирования этого множества проводится до полного исчерпания (перебора) элементов множества  $J_{\text{под}}$ .

При этом в связи с большой размерностью пространства критериев задачи (3.3.18) единственный «квазиоптимальный» (КО) вариант двигателя для разрабатываемого БВ формируется методом «идеальной точки» с помощью выражения (3.3.12) при  $k = 5$ .

Для дальнейшего предварительного проектирования разрабатываемого БВ используются следующие результаты многокритериального выбора двигателя:

$$m_{\text{дв}} = m_{\text{дв}}^{(\text{КО})}; \quad N_e = N_e^{(\text{КО})}; \quad c = c^{(\text{КО})}; \quad W_3 = W_3^{(\text{КО})}. \quad (3.3.20)$$

Отметим, что описанная в этой главе методика после соответствующей доработки может быть применена для многокритериального выбора электрических маршевых двигателей для перспективных БВ [17].

## Глава 4. МНОГОКРИТЕРИАЛЬНЫЙ ВЫБОР ОБРАЗЦОВ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

Эффективность беспилотных вертолетов (БВ), как и других видов БЛА, оценивается по составу и качеству решаемых ими практических задач. Эта эффективность в первую очередь зависит от применяемого на борту вертолета общего и целевого оборудования [16].

Поэтому существенное значение при предварительном проектировании вертолета имеет выбор образцов бортовых систем и комплексов общего и целевого назначения, которые будем называть *полезной нагрузкой* (ПН) разрабатываемого БВ.

Известно, что при разработке беспилотных вертолетов 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 бортовую систему (комплекс), наиболее полно соответствующую характеристикам разрабатываемого БВ, но значительно увеличивает время создания и стоимость вертолета.

Поэтому наиболее предпочтительным путем выбора комплектующих для разрабатываемых 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 для выбора состава бортовых комплексов БВ.

В общем случае для сокращения трудоемкости формирования состава полезной нагрузки разрабатываемого вертолета реализация указанных методов должна осуществляться в составе комплексов программ «Бортовые комплексы общего назначения БВ» и «Целевая аппаратура БВ» перспективной САПР БВ [1].

#### **4.1. Общая постановка задачи выбора бортовых образцов аппаратуры, систем и комплексов полезной нагрузки беспилотных вертолетов**

Одна из наиболее характерных существующих моделей оптимального выбора комплектующих для бортовых комплексов БВ приведена в работе [1].

Основным недостатком этой модели является предположение о том, что считаются заданными технико-экономические показатели работы этих систем, подсистем, устройств, блоков и элементов, а также требования по этим показателям к формируемому бортовому комплексу.

На этапе предварительного проектирования БВ эти требования обычно отсутствуют, и могут быть сформулированы только при эскизном и техническом проектировании вертолета. Поэтому наиболее подходящим для выбора эффективных образцов полезной нагрузки является методика формирования оптимальных по Парето решений, описанная в Главе 3.

При использовании достаточно объемных каталогов существующих бортовых систем (аппаратуры) число их марок, попавших в множество подходящих образцов 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. Известно, что современная бортовая система (БС), как достаточно сложный объект, имеет различные часто противоречивые критерии ее эффективности [16], что также затрудняет Разработчику выбор ее оптимального образца.

Состав целевого оборудования для основных типов БВ приведен на Рис. 4.1 [16].

Будем считать, что имеется совокупность (множество)  $N$  допустимых (подходящих) вариантов рассматриваемого целевого оборудования (ЦО) вида:

$$J_{\text{доп}} = \{1, 2, \dots, i, \dots, N\}, \quad (4.1.1)$$

где  $i$  – номер варианта конкретного образца в рассматриваемом каталоге.

Будем считать, что рассматриваемый образец должен оцениваться вектором (совокупностью) показателей его эффективности:

$$W(i) = (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ki}), \quad i = \overline{(1, N)}. \quad (4.1.2)$$

Тогда задача многокритериального выбора эффективных образцов ЦО из заданного множества вариантов мощности  $N$  записывается в общем виде как:

$$W(i) \rightarrow \underset{i=(1, N)}{\text{extr}} . \quad (4.1.3)$$

Под *эффективным образцом ЦО* понимается конкретная бортовая система (комплекс) или аппаратура, являющиеся

наилучшим (предпочтительным) в пространстве критериев  $W_1, W_2, \dots, W_k$  по сравнению с остальными образцами из множества (4.1.1).

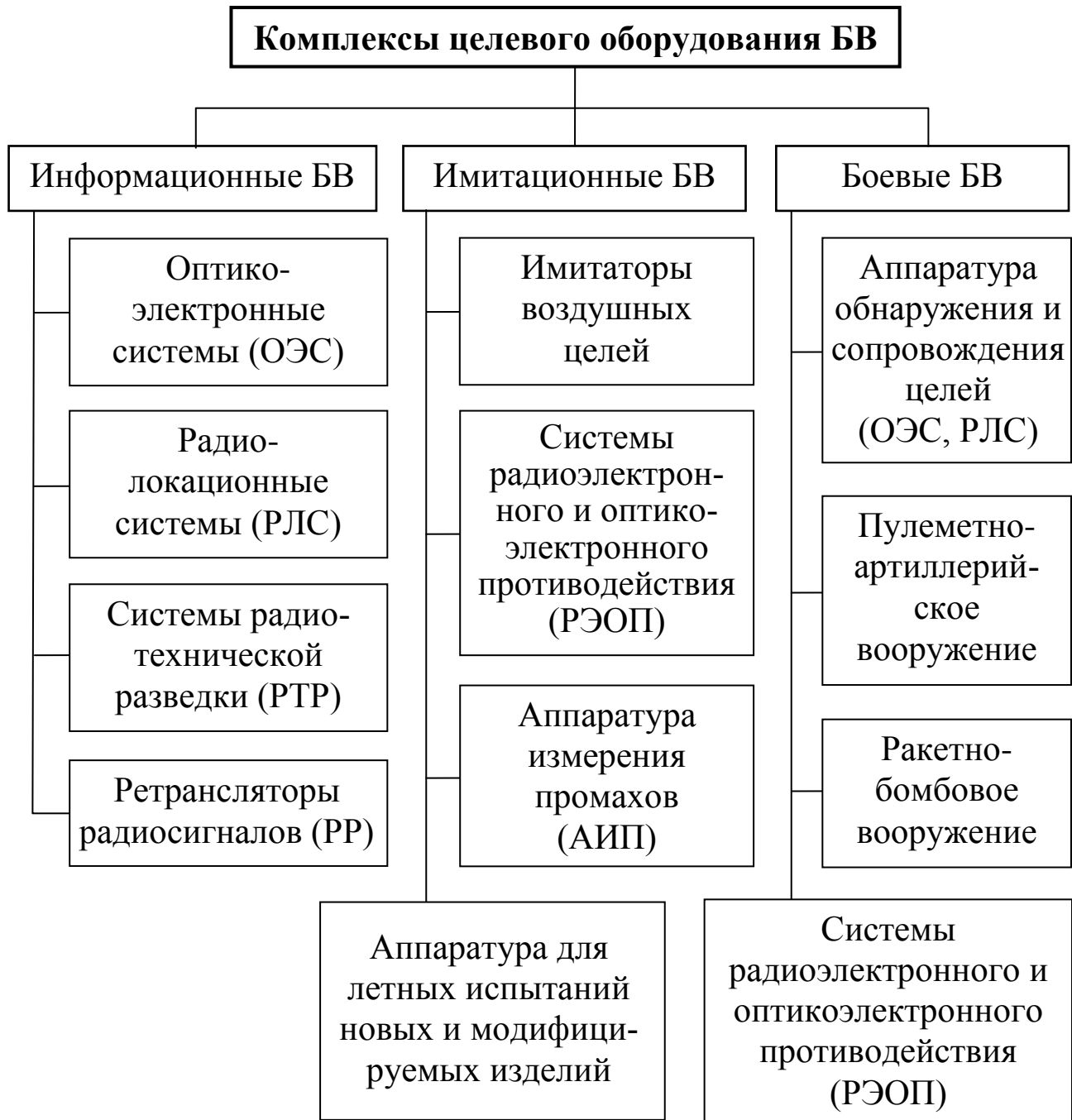


Рис. 4.1

Согласно парето-оптимальному подходу к решению многокритериальных задач оптимизации, описанному в Главе 3, таких эффективных образцов может быть более одного. Поэтому в результате решения задачи (4.1.3) формируется мно-

жество эффективных (неулучшаемых) номеров образцов, из которого лицо, принимающее решения (ЛПР) по составу бортового оборудования создаваемого вертолета, выбирает конкретный вариант, наиболее полно удовлетворяющий целям его разработки.

Конкретизируем задачу вида (4.1.3) следующим образом:

$$\begin{aligned} (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ri}) &\rightarrow \max_{i=(1, N)}, \\ (W_{r+1,i}, W_{r+2,i}, \dots, W_{ki}) &\rightarrow \min_{i=(1, N)}. \end{aligned} \quad (4.1.4)$$

Здесь предполагается, что вектор целевых функций (4.1.2) 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  $i = (\overline{1, N})$ , а для  $r = 0$  имеем задачу минимизации векторного критерия оптимальности  $W(i)$ .

Из Раздела 3.3 следует, что оптимизация решений по Парето основывается на выделении в множестве  $J_{\text{доп}}$  неулучшаемых (парето-оптимальных) точек с использованием отношения предпочтения (отношения строгого порядка), заданного на множестве  $J_{\text{доп}}$  альтернативных вариантов решений.

Согласно приведенной в этом разделе методике при решении задачи (4.1.4)  $i$ -я точка (образец) этого множества является предпочтительнее, чем его  $s$ -я точка (образец), если для этой пары точек при  $s \neq i$  одновременно выполняются условия вида:

$$\begin{aligned} W_{ji} &\geq W_{js}, \quad j = (\overline{1, r}), \\ W_{ji} &\leq W_{js}, \quad j = (\overline{r+1, k}), \quad i = (\overline{1, N}), \quad s = (\overline{1, N}), \end{aligned} \quad (4.1.5)$$

причем хотя бы одно из неравенств строгое.

Последовательное сравнение вариантов образцов ЦО между собой с исключением из рассмотрения неpreferred

ных («неэффективных») вариантов составляет основу предлагаемого метода многокритериального выбора состава ЦО. Отметим, что множество эффективных образцов (множество Парето) состоит из «крайних» (неулучшаемых) вариантов решений из множества  $J_{\text{доп}}$ .

Рассматриваемый  $i$ -й образец является парето-оптимальным тогда и только тогда, когда во внутренность ортанта (конуса), описываемого неравенствами (4.1.5), вершина которого сдвинута в  $i$ -ю точку, не попадет ни один из образцов множества  $J_{\text{доп}}$ .

Отметим, что для предварительного выбора образцов ЦО можно использовать двухкритериальные задачи векторной оптимизации с различными сочетаниями максимизируемых и минимизируемых целевых функций  $W_1$  и  $W_2$ . Для решения таких задач предлагается применять простой графический метод с различными видами ортогональных конусов (ортантов), представленных в Разд. 3.3. При этом используется решающее правило из указанного раздела Главы 3.

Сформируем совокупность критериев для основных видов целевого оборудования БВ, представленных на Рис. 4.1.

Для выбора образцов электронных систем такого оборудования (ОЭС, РЛС, РТР, РЭОП, РР, АИП) применяются следующие критерии:

$$\begin{aligned}
 W_{1i}^{(k)} &\rightarrow \text{extr}; \\
 W_{2i} &\rightarrow \text{min}; \\
 W_{3i} &\rightarrow \text{min}; \\
 W_{4i} &\rightarrow \text{min}; \\
 W_{5i} &\rightarrow \text{min}; \\
 W_{6i} &\rightarrow \text{min}, \quad i \in J_{\text{доп}}.
 \end{aligned}
 \tag{4.1.6}$$

Здесь  $W_{1i}^{(k)}$  –  $k$ -й параметр  $i$ -го образца системы, определяющий его функциональную эффективность (разрешающую способность, дальность действия и др.);  $W_{2i}$  – масса  $i$ -го образца;  $W_{3i}$  – объем (габариты) образца;  $W_{4i}$  – напряжение питания;  $W_{5i}$  – потребляемая мощность;  $W_{6i}$  – наработка на отказ  $i$ -го образца рассматриваемой системы;  $W_{7i}$  – цена  $i$ -го образца системы.

Отметим, что задача (4.1.6) может быть использована для выбора компонентов, бортовых систем (комплексов) общего назначения [16].

Аппаратура для летных испытаний новых и модифицируемых изделий выбору при разработке БВ не подлежит, т.к. она формируется Разработчиком этих изделий.

Целевое оборудование боевых БВ формируется на основе существующих образцов авиационных средств поражения (АСП) [31].

Пулеметно-артиллерийское вооружение боевых БВ выбирается из существующих каталогов таких АСП с использованием критериев вида:

$$\begin{aligned}
 W_{1i} &\rightarrow \max; \\
 W_{2i} &\rightarrow \min; \\
 W_{3i} &\rightarrow \min; \\
 W_{4i} &\rightarrow \min; \\
 W_{5i} &\rightarrow \min; \\
 W_{6i} &\rightarrow \min, \quad i \in J_{\text{доп}}.
 \end{aligned}
 \tag{4.1.7}$$

Здесь каждый рассматриваемый  $i$ -й образец соответствующей установки оценивается следующими показателями:

$W_{1i}$  – калибр;  $W_{2i}$  – масса;  $W_{3i}$  – объем бортовой части;  $W_{4i}$  – бортовой боезапас;  $W_{5i}$  – напряжение питания электрической части установки;  $W_{6i}$  – цена  $i$ -го образца (комплекта).

Допустимые (подходящие для разрабатываемого боевого БВ) образцы ракетно-бомбового вооружения предлагается оценивать критериями:

$$\begin{aligned} W_{1i} &\rightarrow \max; \\ W_{2i} &\rightarrow \min; \\ W_{3i} &\rightarrow \min; \\ W_{4i} &\rightarrow \min; \\ W_{5i} &\rightarrow \min, \quad i \in J_{\text{доп}}, \end{aligned} \tag{4.1.8}$$

где  $W_{1i}$  – калибр;  $W_{2i}$  и  $W_{3i}$  – габариты и масса одного изделия;  $W_{4i}$  – напряжение питания пускового устройства  $i$ -го образца этих видов АСП;  $W_{5i}$  – цена одного экземпляра  $i$ -го образца АСП.

Заметим, что задачи (4.1.6)-(4.1.8) решаются приведенным в Разд. 3.3 решающим правилом, а их результаты обсуждаются с Заказчиком разрабатываемого БВ. Это означает, что при выборе конкретных образцов целевого оборудования из парето-оптимального множества образцов принимают участие два ЛПР от Заказчика и от Разработчика БВ.

При разработке перспективных БВ двойного назначения [16], включающих в себя вспомогательные вертолеты военного назначения и гражданские вертолеты, используется целевое оборудование (ЦО), представленное на Рис. 4.2.

Характерной особенностью такого оборудования является отсутствие к настоящему времени каталогов его образцов. В этом случае выбор эффективных образцов, кроме ОЭС, осуществляется путем предварительной разработки не менее (3-4) их вариантов соответствующими конструкторскими подразделениями Разработчика БВ.

Далее осуществляется формирование парето-оптимального множества образцов с использованием следующих критериев:

$$\begin{aligned}
 W_{1i}^{(k)} &\rightarrow \text{extr}; \\
 W_{2i} &\rightarrow \text{max}; \\
 W_{3i} &\rightarrow \text{min}, \quad i \in J_{\text{доп}} = \{1, 2, \dots, N\}.
 \end{aligned}
 \tag{4.1.9}$$

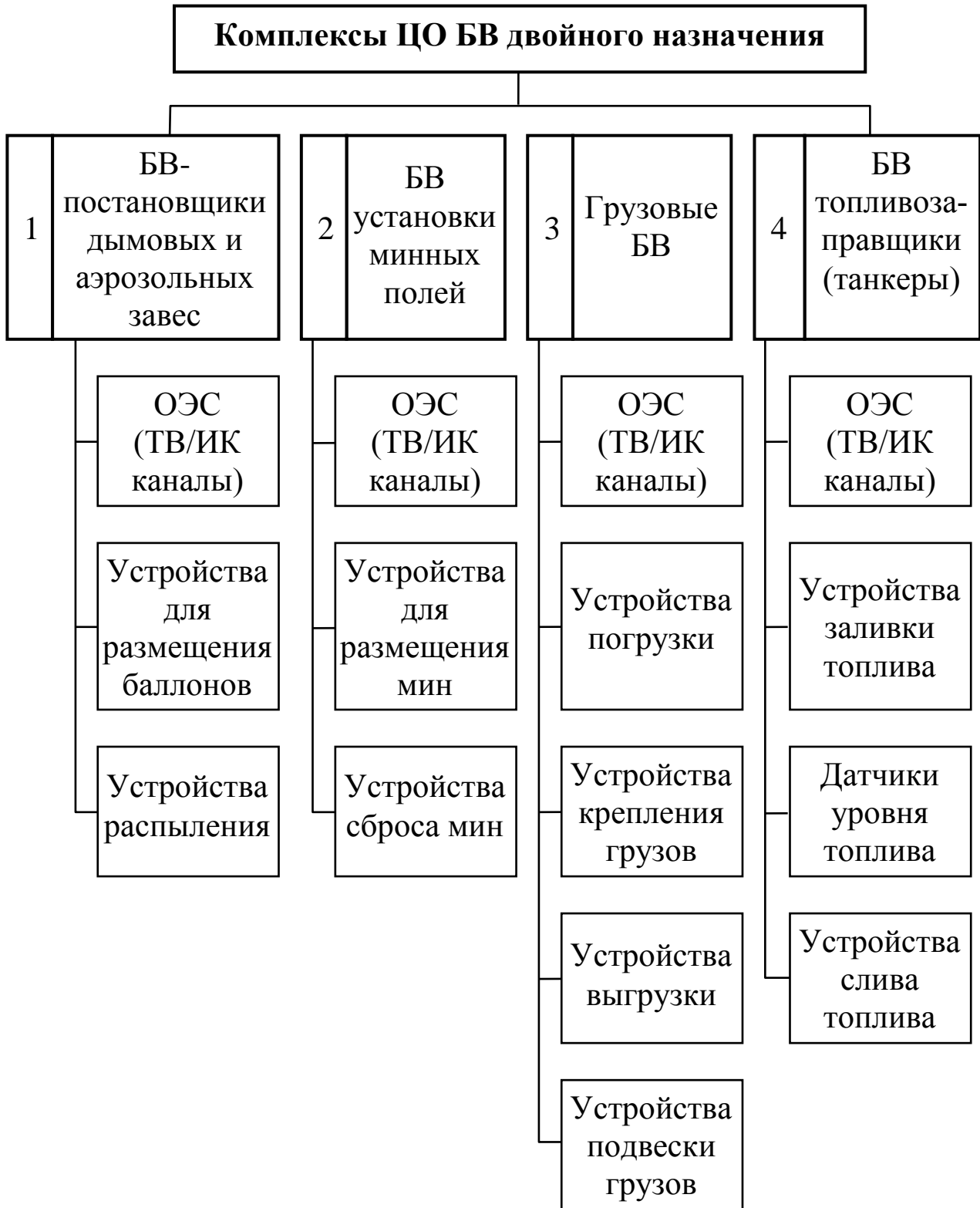


Рис. 4.2

Здесь  $N$  – число оцениваемых вариантов;  $W_{1i}^{(k)}$  –  $k$ -й параметр функциональной эффективности  $i$ -го образца;  $W_{2i}$  – объем устройства этого образца;  $W_{3i}$  – масса  $i$ -го образца.

Для электромеханических устройств (устройства распыления, сброса мин, датчики, насосы и др.) добавляются критерии вида:

$$\begin{aligned} W_{4i} &\rightarrow \min; \\ W_{5i} &\rightarrow \min, \end{aligned} \tag{4.1.10}$$

которые описывают требования наличия минимального питающего напряжения и цены применяемых комплектующих.

Отметим, что для предварительных оценок состава целевого оборудования можно решать графическим методом двухкритериальные задачи оптимизации по Парето, выделив два главных критерия из состава критериев (4.1.7)-(4.1.11). Такими критериями могут быть одна из функциональных характеристик образца и его масса или цена.

## **4.2. Выбор бортовой оптико-электронной системы**

Этот класс бортовых систем, работающих в видимом (ТВ) и инфракрасном (ИК) диапазонах, является, согласно Рис. 4.1 и Рис. 4.2, наиболее распространенным в настоящее время для большинства видов беспилотной вертолетной техники. С их помощью персоналом пунктов управления БВ [1] осуществляется поиск и обнаружение наземных (надводных) целей информационными и боевыми БВ, отображение наземной (надводной) обстановки другими видами БВ.

Достаточно подробно описание физических основ и примеры современных оптико-электронных систем (ОЭС) приведены в работе [16].

Конкретизируем состав критериев (4.1.7), используемых при выборе образца ОЭС для разрабатываемого БВ. Для этих целей будем применять основные эксплуатационные параметры отечественных ОЭС, представленные в Табл. 3.2-3.7 в работе [16]. Некоторые из них приведены в Табл. 4.1.

Таблица 4.1

ОЭС Параметр	ГОС-100	RAV-165-3- HD	СОН-730	СМС-832
Разрешение, пикс.	(1920 × 1080) / (640 × 80)	3270000 / (640 × 512)	3270000 / –	3270000 / –
Угол поля зрения, град.	50 / 24,6	(59,5 - 2,1)	(59 - 2,1) / (27 - 2,2)	(59 - 2,1) / 18
Диапазон углов поворота объектива (азимут × угол места × угол крена), град.	360 × 360 × 0	360 × 360 × 360	360 × (-115 - +10) × 0	360 × (-220 - +40)
Угловая скорость поворота объектива, град/с.	120	100	0,05 – 45	0-90
Масса, кг.	0,96	1,5-3,5	30	6
Габариты, мм (Ø × длина)	142 × 154	165 × 255	250	160
Напряжение питания, В	10-16; 19-28	12-36	27	27
Потребляемая мощность, Вт	35	30-40	—	—

Отметим, что приведенные в таблице системы, включающие в себя ТВ / ИК каналы, составляют множество  $J_{\text{доп}}$  допустимых (подходящих) образцов ОЭС в приведенном ниже примере.

В состав критериев выбора образца ОЭС предлагается включить их следующие параметры:

$W_1^{(1)}$  – разрешающая способность канала, определяемая как число чувствительных элементов соответствующего канала, описывающих разрешающую способность системы, пиксели;

$W_1^{(2)}$  – угол поля зрения каналов, град;

$W_1^{(3)}$  – диапазон (интервал) углов поворота платформы системы по азимуту, углам места и крену, град;

$W_1^{(4)}$  – угловая скорость поворота платформы, град/с;

$W_2$  – масса системы, кг;

$W_3$  – габариты (объем), мм (мм<sup>3</sup>);

$W_4$  – напряжение питания, В;

$W_5$  – потребляемая мощность, Вт;

$W_6$  – наработка на отказ, ч;

$W_7$  – цена образца системы, тыс. руб.

Сведения по значениям наработки систем на отказ  $W_{6i}$ , и цены  $W_{7i}$  в указанных Табл. 3.2-3.7 [16] параметров ОЭС, сформированных по данным специализированных Web-сайтов, отсутствуют.

Из приведенных выше параметров следует, что при выборе образца ОЭС используются такие четыре функциональные характеристики систем, как  $W_1^{(1)}$ ,  $W_1^{(2)}$ ,  $W_1^{(3)}$ ,  $W_1^{(4)}$ , на которые накладываются следующие требования:

$$W_{1i}^{(k)} \rightarrow \max_{i \in J_{\text{доп}}}, \quad k = (\overline{1, 4}). \quad (4.2.1)$$

При этом максимизация разрешающей способности системы позволяет получать наиболее четкое изображение наземной (надводной) обстановки на экранах АРМ персонала

пунктов управления (ПУ) БВ. Этому же способствует применение «узкого» поля зрения системы.

Максимальные значения «широкого» поля зрения дает возможность персоналу ПУ визуально анализировать наибольший участок наземной (надводной) поверхности.

Максимизация значений угловой скорости поворота платформы ОЭС способствует эффективному слежению за движущимися наземными (надводными) объектами.

Остальные критерии приведенного перечня в общем случае представляются как:

$$W_i \rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}}, \quad i = \overline{(2, 5)}. \quad (4.2.2)$$

Как отмечалось выше, для прикидочного выбора образца ОЭС при отсутствии программ, реализующих приведенное в Главе 3 решающее правило решения общей задачи многокритериального выбора, можно использовать различные виды частных двухкритериальных задач, в которых парето-оптимальное множество вариантов получается достаточно простым графическим методом (см. Разд. 3.3).

На наш взгляд одна из таких задач имеет вид:

$$W_{1i}^{(1)} \rightarrow \max_{i \in J_{\text{доп}}}; \quad W_{2i} \rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}}, \quad (4.2.3)$$

в которой отбор парето-оптимальных вариантов из указанного выше множества осуществляется по требованиям максимума разрешающей способности и минимума массы ОЭС.

Для решения этой задачи используются ортанты (конусы), описываемые системой неравенств вида:

$$W_{1i}^{(1)} \geq W_{1s}^{(1)}; \quad W_{2i} \leq W_{2s}, \quad i, s \in J_{\text{доп}}. \quad (4.2.4)$$

Рассмотрим пример решения задачи (4.2.3) с использованием в качестве множества  $J_{\text{доп}}$  допустимых образцов ОЭС системы, представленных в приведенной выше Табл. 4.1.

#### Пример 4.1

Построим на основе указанной таблицы вспомогательную таблицу 4.2.

Отметим, что в качестве числовых значений критерия  $W_1^{(1)}$  было выбрано число чувствительных элементов в мегапикселях для наиболее распространенного в настоящее время ТВ-канала приведенных в ней  $N = 4$  образцов ОЭС. Для второго варианта образцов системы было выбрано наибольшее значение  $W_2$  массы ОЭС RAV-165-3-4-HD.

*Таблица 4.2*

Номер варианта	1	2	3	4
Наименование варианта	ГОС-100	RAV-165-3-4-HD	СОН-730	СМС-832
Параметр системы				
Разрешающая способность, Мпикс	2,07	3,27	3,27	3,27
Масса, кг	0,96	3,5	30	6

На Рис. 4.3 представлены точки пространства критериев задачи (4.2.3), построенные по данным Табл. 4.2.

Используя общие представления ортантов (конусов) для двухкритериальных задач оптимизации, приведенные на Рис. 3.4, построим их представления для каждого из приведенных вариантов рассматриваемых ОЭС.

Из Рис. 4.3 следует, что ортант с вершиной в точке 3 содержит варианты 4 и 2. Ортант в точке 4 включает в себя вариант 2. Ортанты в точках 1 и 2 являются «пустыми». Отсюда

следует, что парето-оптимальное множество вариантов образцов ОЭС имеет вид:

$$J_{\text{по}} = \{1; 2\}. \quad (4.2.5)$$

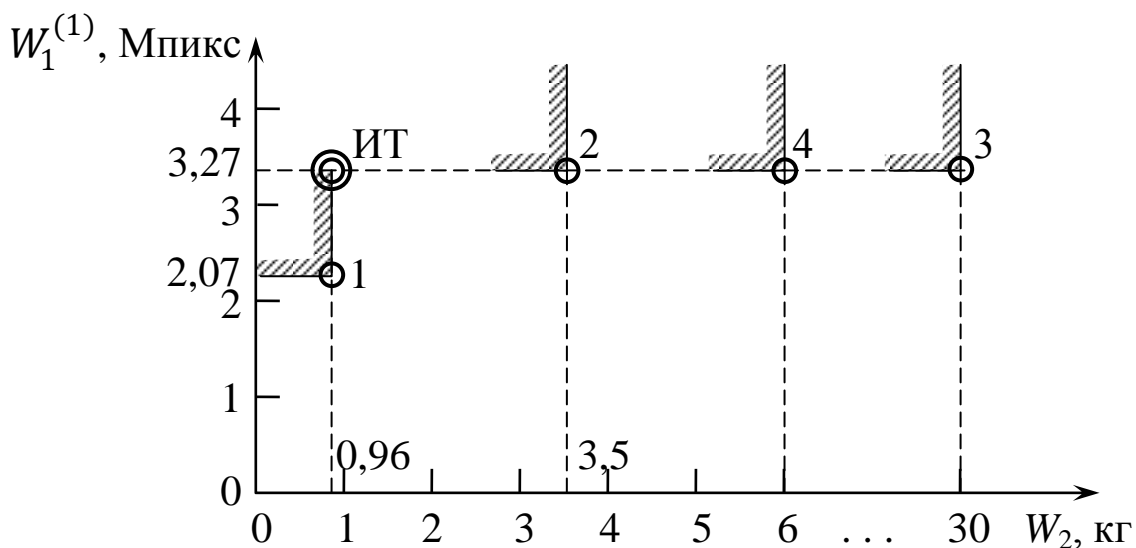


Рис. 4.3

Согласно Табл. 4.2 такими образцами являются системы ГОС-100 и RAV-165-3-ND.

Для выбора из них конкретного образца ЛПР может воспользоваться дополнительной информацией из Табл. 4.1. При этом ЛПР должно принимать компромиссное решение. Например, вариант 2 имеет бóльшие значения углов поворота объектива по азимуту, углу места и углу крена, чем вариант 1, но при этом меньшую угловую скорость его поворота. Вариант 1 по сравнению с вариантом 2, имея меньшее значение разрешающей способности, обладает и меньшими значениями габаритов и напряжения питания.

Для получения единственного «квазиоптимального» решения задачи можно использовать описанный в Разд. 3.3 метод «идеальной точки» (ИТ). Согласно Рис. 4.3, такая точка в пространстве критериев будет иметь координаты  $\hat{W}_1^{(1)} = 3,27$  и  $\hat{W}_2 = 0,96$ .

Расстояния от ИТ до точек 1 и 2 будут равны:

$$\rho_1 = 3,27 - 2,07 = 1,2; \quad \rho_2 = 3,5 - 0,96 = 2,54.$$

В связи с тем, что  $\min\{\rho_1, \rho_2\} = \rho_1$ , «квазиоптимальным» считается вариант 1 (ГОС-100) как наиболее близкий к ИТ.

Если согласно Табл. 4.1 считать, что вариант 2 применяется с комплектацией, имеющей массу  $W_2 = 1,5$  кг, то  $\min\{\rho_1, \rho_2\} = \rho_2 = 0,54 < 1,2$ . Это означает, что «квазиоптимальным» вариантом ОЭС является система RAV-165-3-ND, которая будет использована в расчетах, приведенных в Главе 6.

### **4.3. Выбор бортовой радиолокационной системы**

В настоящее время наиболее универсальным и перспективным средством разведки и наблюдения, позволяющим получать информацию о наземной (надводной) обстановке в условиях облачности, наличия пыли, дыма и листвяности, считаются бортовые радиолокационные системы (БРЛС) с синтезированием апертуры (СА) [1]. Описание основ работы и примеры радиолокаторов с СА приведены в работе [16]. В ней отмечается, что БРЛС с СА целесообразно применять при малых высотах полетов, характерных для беспилотной вертолетной техники.

Современные образцы таких систем позволяют получать на экранах АРМ персонала пункта управления БВ радиолокационное изображение наземной (надводной) поверхности со степенью детализации, не намного уступающей бортовым ОЭС, которые не работают в указанных выше условиях.

Для решения задачи выбора образца БРЛС конкретизируем состав функциональных параметров, входящих в многокритериальную задачу (4.1.7).

В их состав предлагается включить следующие характеристики БРЛС [16]:

$W_{1i}^{(1)}$  – пространственное разрешение, описываемое величиной эффективной отражающей поверхности (м), определяющее качество изображения на экранах АРМ операторов пункта управления БВ;

$W_{1i}^{(2)}$  – дальность действия, км;

$W_{1i}^{(3)}$  – среднеквадратическое отклонение ошибки измерения дальности, м;

$W_{1i}^{(4)}$  – рабочая частота, Гц;

$W_{1i}^{(5)}$  – диапазоны (интервалы) сектора обзора по азимуту и углу места, град.

В качестве остальных критериев выбора образца БРЛС используются следующие критерии общей задачи (4.1.7):

$W_{2i}$  – масса  $i$ -го образца, кг;

$W_{3i}$  – объем (габариты) образца,  $\text{дм}^3$  (дм);

$W_{4i}$  – напряжение питания  $i$ -го образца, В;

$W_{5i}$  – потребляемая мощность (энергопотребление), Вт;

$W_{6i}$  – наработка на отказ  $i$ -го образца, ч;

$W_{7i}$  – цена  $i$ -го образца системы, тыс. руб.

Отсюда следует, что общая задача выбора образца БРЛС для разрабатываемого БВ будет иметь вид:

$$W_{1i}^{(1)} \rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}};$$

$$W_{1i}^{(2)} \rightarrow \max_{i \in J_{\text{доп}}};$$

$$W_{1i}^{(3)} \rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}};$$

$$W_{1i}^{(4)} \rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}};$$

$$\begin{aligned}
W_{1i}^{(5)} &\rightarrow \max_{i \in J_{\text{доп}}}; \\
W_{2i} &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}}; \\
W_{3i} &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}}; \\
W_{4i} &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}}; \\
W_{5i} &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}}; \\
W_{6i} &\rightarrow \max_{i \in J_{\text{доп}}}; \\
W_{7i} &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}}.
\end{aligned} \tag{4.3.1}$$

На наш взгляд при анализе эффективности БРЛС необходимо использовать такую функциональную характеристику системы как вероятность выявления (обнаружения) заданных объектов. Для рассматриваемой задачи эти вероятности в общем виде представляются как:

$$\begin{aligned}
p_{ij} = p_{ij}(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_k, \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n, \gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_{ri}), \\
i \in J_{\text{доп}}, \quad j = \overline{(1, n)},
\end{aligned} \tag{4.3.2}$$

где  $p_{ij}$  – вероятность обнаружения  $j$ -го вида объектов  $i$ -м образцом БРЛС;  $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_k$  – параметры и характеристики обстановки и искомых объектов;  $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n$  – параметры полета БВ (высота, скорость полета и др.);  $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_{ri}$  – параметры и характеристики  $i$ -го образца БРЛС.

Отметим, что эти вероятности формируются на основе вычислительных и натуральных экспериментов, проводимых с БРЛС.

Общая вероятность обнаружения объектов  $i$ -м образцом БРЛС вычисляется на основе методов теории вероятностей [30] по следующей формуле:

$$P_{\text{обн},i} = 1 - \prod_{j=1}^n (1 - p_{ij}). \quad (4.3.3)$$

При многокритериальном выборе образца БРЛС необходимо использовать критерий вида:

$$P_{\text{обн},i} \rightarrow \max_{i \in J_{\text{доп}}}. \quad (4.3.4)$$

Приведем краткий обзор работ, в которых используется вероятность обнаружения наземных объектов бортовыми РЛС ЛА.

Обоснование применения такой вероятности приведено в работе [28], в которой отмечается, что одним из эффективных средств обнаружения наземных объектов на удалениях 50-150 км является БРЛС, установленные на вертолетах воздушной разведки (ВВР). При этом предусматривается передача таким вертолетом получаемой информации о наземной обстановке на наземный пункт.

В этой работе указывается, что наибольший интерес для ВВР имеют подвижные групповые наземные цели, состоящие из нескольких однотипных объектов. Именно обнаружение таких целей с учетом рельефа местности и применения ими средств маскировки является предметом рассмотрения в указанной статье.

В качестве выходной характеристики предлагаемой в ней имитационной модели, используемой для проведения вычислительных экспериментов, рассматривается вероятность захвата групповой цели и ее сопровождение вертолетной БРЛС. При этом под захватом понимается факт обнаружения такой цели в нескольких обзорах системой наземной поверхности.

Функционирование канала селекции движущихся целей БРЛС описывается ослаблением сигнала фона в заданное

число раз, если радиальная скорость цели будет больше минимально требуемой.

Модель используется для расчета вероятности правильного обнаружения (ПО) каждого одиночного объекта, входящего в групповую цель, которая описывается выражением вида:

$$P_{\text{ПО}} = \left( 1 - \frac{2 \ln P_{\text{ЛТ}} q_{\text{СШ}}}{(2 + q_{\text{СШ}})^2} \right) e^{\frac{2 \ln P_{\text{ЛТ}} q_{\text{СШ}}}{2 + q_{\text{СШ}}}}, \quad (4.3.5)$$

где  $P_{\text{ЛТ}}$  – вероятность ложной тревоги при обнаружении пачки ответных импульсов;  $q_{\text{СШ}}$  – отношение «сигнал-шум» с учетом накопления импульсов, их сжатия, ракурса наблюдения объектов и свойств фона местности.

В статье [29] предлагается методика расчета показателей эффективности поиска и обнаружения наземных объектов с борта ЛА самолетного типа в визуальном режиме и при использовании бортовых ОЭС и РЛС по результатам полигонных летных испытаний при различных метеоусловиях. В ней отмечается, что существующие методики не применимы для определения вероятностей обнаружения наземных объектов. Решение задачи формирования такой вероятности для типового наземного объекта (ТНО) при использовании указанных ЛА в поисково-спасательных операциях зависит от вероятности  $P_{\text{ВЫХ}}$  их выхода на объект поиска. Эта вероятность связывается с параметрами системы наведения и маневренностью ЛА, что для БВ не являются критическими.

Учитывая последнее и используя параметр дальности  $D$  (м) от ЛА до ТНО, эту вероятность предлагается вычислять как:

$$P_{\text{ВЫХ}}(D) = P_{\text{ОБЗ}}(D) \cdot P_{\text{ОБН}}(D),$$

где  $P_{\text{ОБЗ}}(D)$  – вероятность попадания объекта в полосу обзора БРЛС;  $P_{\text{ОБН}}(D)$  – вероятность обнаружения ТНО на дальности  $D$ .

При использовании такого параметра ТНО как эффективная отражающая поверхность (ЭОП)  $\sigma_{\text{ц}}$  и дальность  $D_{\text{обн.РЛС}}$  его обнаружения конкретным образцом БРЛС с соответствующей вероятностью  $P_{\text{обн.РЛС}}$  вычисляется коэффициент:

$$K_1 = \frac{\ln(1/P_{\text{обн.РЛС}})}{D_{\text{обн.РЛС}}^4}.$$

Для вероятности обнаружения другого ТНО, имеющего значение  $\sigma_{\text{ц}}^*$ , используется поправочный коэффициент:

$$K_2 = \frac{\sigma_{\text{ц}}^*}{\sigma_{\text{ц}}} \neq \sigma_{\text{ц}}.$$

Величину сжатия зоны обнаружения БРЛС при воздействии помех предлагается учитывать через коэффициент  $K_3$ . В статье предлагается использовать следующие формулы:

$$P_{\text{обн.РЛС}}(D) = e^{-\left(\frac{K_1 D^4}{K_2 K_3}\right)};$$

$$P_{\text{обн}}(D) = P_{\text{обн.РЛС}}(D) \cdot P_{\text{пв}}(D),$$

где вероятность прямой видимости  $P_{\text{пв}}(D)$ , зависящая от рельефа местности, рассчитывается для высоты полета ЛА  $h$  по эмпирической зависимости вида:

$$P_{\text{пв}}(D) = e^{-\left(15,3 \frac{D}{10^3} h^{-0,9}\right)}, \quad h \leq 1000 \text{ м.} \quad (4.3.6)$$

В статье представлены результаты расчетов (Табл. 4.3) дальностей и вероятностей обнаружения двух видов ТНО.

Таблица 4.3

ТНО	Время года	Высота полета, м	$D_{\text{обн}}$ , км	$P_{\text{обн}}$
Человек (группа людей)	Зима	200	1,6-1,8	0,65
	лето	200	1,0-1,4	0,8-0,9
Самолет (вертолет)	Зима	200	2,0-4,0	0,7-0,9
	лето	200		

На наш взгляд, в предложенной методике необоснованно с точки зрения теории вероятностей [30] используются функции  $\ln(1/P_{\text{обн,РЛС}})$  и  $\exp(\cdot)$ .

Предложим более корректный метод расчета вероятностей обнаружения ТНО с сохранением основных идей, изложенных в рассматриваемой статье.

Введем следующие обозначения:

$P_{\text{ТЗ}}$  – вероятность обнаружения ТНО по требованиям ТЗ на разработанную РЛС;

$D_{\text{ТЗ}}$  – инструментальная дальность обнаружения ТНО, указанная в ТЗ.

$S_{\text{ТЗ}}$  – эффективная отражающая поверхность ТНО на дальности  $D_{\text{ТЗ}}$ ;

$Q_{\text{ТЗ}} = 1 - P_{\text{ТЗ}}$  – вероятность необнаружения ТНО на дальности  $D_{\text{ТЗ}}$ .

Приведенные выше коэффициенты  $K_1$  и  $K_2$  преобразуем к следующему виду:

$$K_1 = \frac{Q_{\text{ТЗ}}}{D_{\text{ТЗ}}^4}; \quad K_2 = \frac{S}{S_{\text{ТЗ}}}, \quad (4.3.7)$$

где  $S$  – эффективная поверхность отражения наземного объекта (НО), отличная от ТНО, указанного в ТЗ.

Тогда вероятность необнаружения НО с параметром  $S$ , не отраженного в ТЗ, на дальности  $D$  вычисляется как:

$$q(D, S) = \frac{K_1 D^4}{K_2}. \quad (4.3.8)$$

Отсюда вероятность обнаружения такого объекта в зависимости от величин  $D$  и  $S$  будет иметь вид:

$$P(D, S) = 1 - q(D, S). \quad (4.3.9)$$

Из приведенных выражений (4.3.7) и (4.3.9) следует, что при  $D = D_{\text{тз}}$  и  $S = S_{\text{тз}}$  вероятность  $P(D,S) = P_{\text{тз}}$ .

Как и любая вероятность [30] величина  $q$  должна удовлетворять следующему требованию:

$$0 \leq q(D,S) \leq 1.$$

Отсюда для фиксированного значения  $S$  и равенства:

$$q(D,S) = 1$$

определим предельное значение дальности  $D_{\text{пред}}$ , больше которой рассматриваемый НО не может быть обнаружен конкретной БРЛС.

Подставляя в формулу (4.3.8) коэффициенты (4.3.7) и проводя несложные преобразования, имеем:

$$D_{\text{пред}} = D_{\text{тз}} \sqrt[4]{\frac{S}{Q_{\text{тз}} S_{\text{тз}}}}. \quad (4.3.10)$$

Тогда получаем, что формула (4.3.9) для конкретной ЭОП, равной  $S$ , имеет смысл для дальностей  $D$  таких, что:

$$0 < D \leq D_{\text{пред}}. \quad (4.3.11)$$

Отметим, что аналогичным образом может быть откорректирована методика определения вероятности обнаружения НО с помощью ОЭС, приведенная в рассматриваемой статье.

Рассмотрим пример применения предлагаемого метода расчета вероятности  $P_{\text{обн}}$ .

#### Пример 4.2.

Пусть рассматривается бортовая РЛС со следующими характеристиками:

$$P_{\text{тз}} = 0,9; \quad Q_{\text{тз}} = 0,1; \quad D_{\text{тз}} = 40 \text{ км}; \quad S_{\text{тз}} = 2,25 \text{ м}.$$

Эта БРЛС должна обнаруживать НО двух типов. Объект первого типа имеет ЭОП, равную  $S_1 = 1$  м и должен быть обнаружен на расстоянии  $D_1$  от БВ не более 30 км.

Предельная дальность обнаружения этого объекта, вычисленная по формуле (4.3.10), будет равна:

$$D_{\text{пред}} = 58,078 \text{ км.}$$

Результаты применения выражений (4.3.7)-(4.3.11) приведены в Табл. 4.4 и на Рис. 4.4.

Таблица 4.4

$D, \text{ км}$	$P_{\text{обн}}^{(1)}$
0	1
5	1
10	0,999
15	0,996
20	0,986
25	0,966
30	0,929
35	0,868
40	0,775
45	0,640
50	0,451
55	0,196
58	0

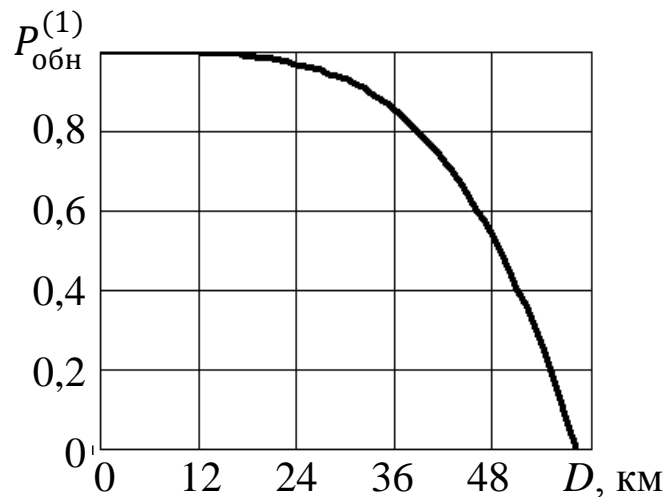


Рис. 4.4

Из приведенной таблицы следует, что  $P_{\text{обн}}^{(1)}(30) = 0,929$ .

Второй тип объектов обнаружения имеет следующие параметры:

$$S_2 = 8 \text{ м; } D_2 = 60 \text{ км.}$$

Результаты расчета  $P_{\text{обн}}^{(2)}(D)$  представлены в Табл. 4.5 и на Рис. 4.5.

Для этого объекта имеем:

$$D_{\text{пред}} = 97,676 \text{ км; } P_{\text{обн}}^{(2)}(60) = 0,858.$$

Таблица 4.5

$D$ , км	$P_{\text{обн}}^{(2)}$
0	1
10	1
20	0,998
30	0,991
40	0,972
50	0,931
60	0,858
70	0,736
80	0,550
90	0,279
97,676	0

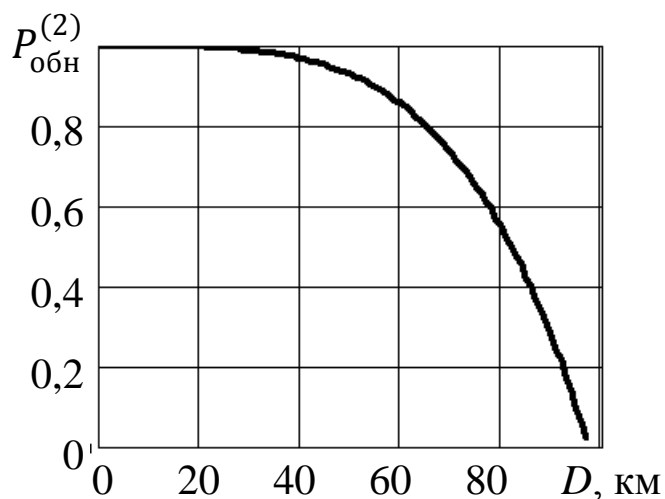


Рис. 4.5

Общая вероятность обнаружения приведенных выше типов НО рассматриваемой БРЛС, согласно виду формулы (4.3.3), при  $n = 2$  определяется как:

$$P_{\text{обн}} = 1 - (1 - P_{\text{обн}}^{(1)})(1 - P_{\text{обн}}^{(2)}).$$

Подставляя в нее вычисленные значения вероятностей  $P_{\text{обн}}^{(1)}$  и  $P_{\text{обн}}^{(2)}$ , получаем, что  $P_{\text{обн}} = 0,98992$ .

Перейдем к многокритериальному выбору образца бортовой РЛС из каталога существующих систем.

Общая задача такого выбора описывается выражениями (4.3.1), а методика ее решения достаточно подробно изложена в Разд. 3.3.

#### Пример 4.3.

Пусть на основе предварительного анализа сформировано множество  $J_{\text{доп}}$  допустимых вариантов существующих БРЛС, пригодных для установки на борту разрабатываемого БВ. Некоторые характеристики семи образцов зарубежных БРЛС, применяемых для БЛА, представлены в Табл. 4.6.

Таблица 4.6.

Номер образца	Вероятность обнаружения объекта ( $W_{1i}$ )	Масса, кг ( $W_{2i}$ )	Объем, дм <sup>3</sup> ( $W_{3i}$ )	Потребляемая мощность, Вт ( $W_{5i}$ )	Ориентир. цена, тыс. долл. ( $W_{7i}$ )
1	0,74	4	40	50	70
2	0,76	34	49,4	370	598
3	0,78	39	51	550	686
4	0,75	30	40	220	528
5	0,77	27	10	570	475
6	0,80	52	56,7	500	915
7	0,85	25,8	28	747	454

Рассмотрим на основе вариантов БРЛС из этой таблицы задачу максимизации вероятности обнаружения наземных объектов и минимизации массы БРЛС, устанавливаемой на вертолет, которая имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} W_{1i} &\rightarrow \max_{i \in J_{\text{доп}}} ; \\ W_{2i} &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{доп}}} , \end{aligned} \quad (4.3.12)$$

где  $J_{\text{доп}} = \{1, 2, 3, \dots, 7\}$ .

Будем решать эту задачу графическим методом ортантов, описанным в Разд. 3.3.

На Рис. 4.6 точками представлены характеристики допустимых вариантов БРЛС в пространстве критериев задачи (4.3.12).

Для построения парето-оптимальных решений рассматриваемой задачи (4.3.12) при оценке вариантов  $s \in J_{\text{доп}}$  и  $i \in J_{\text{доп}}$  будем использовать вид ортантов, приведенных в Разд. 3.3.

Построим на основе Табл. 4.6 расположение этих ортантов в пространстве критериев решаемой задачи (Рис. 4.7).

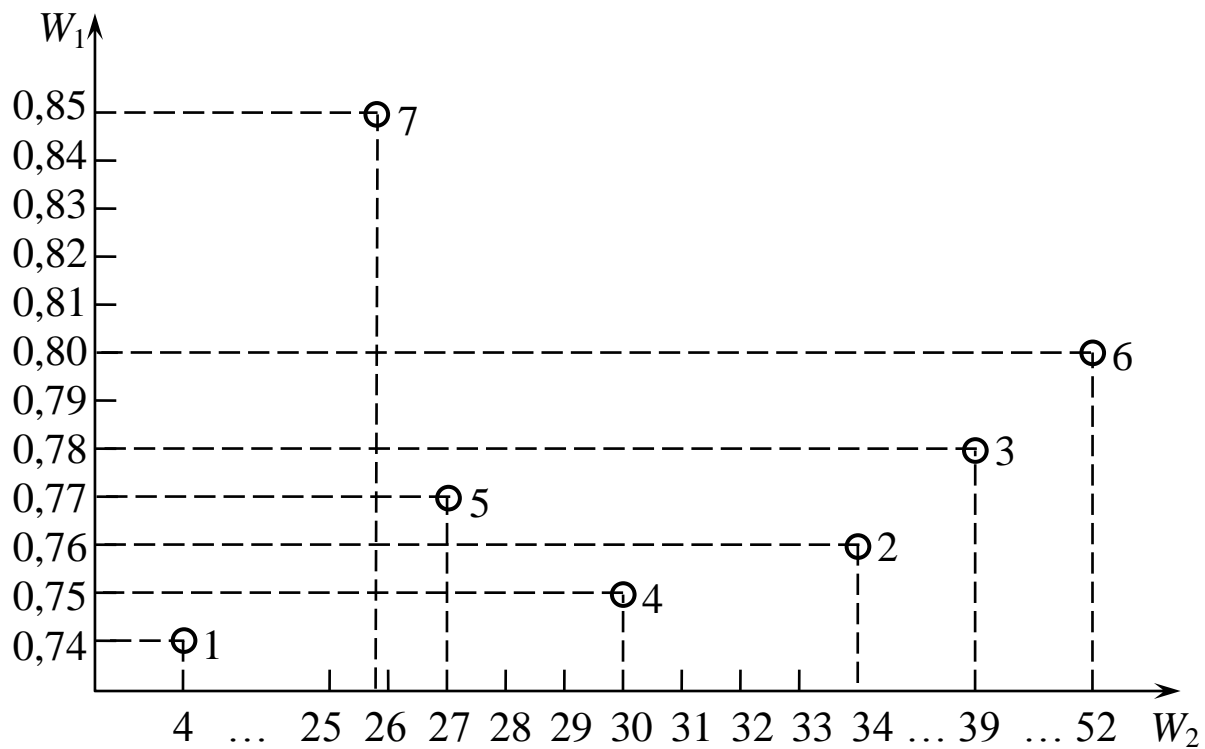


Рис. 4.6

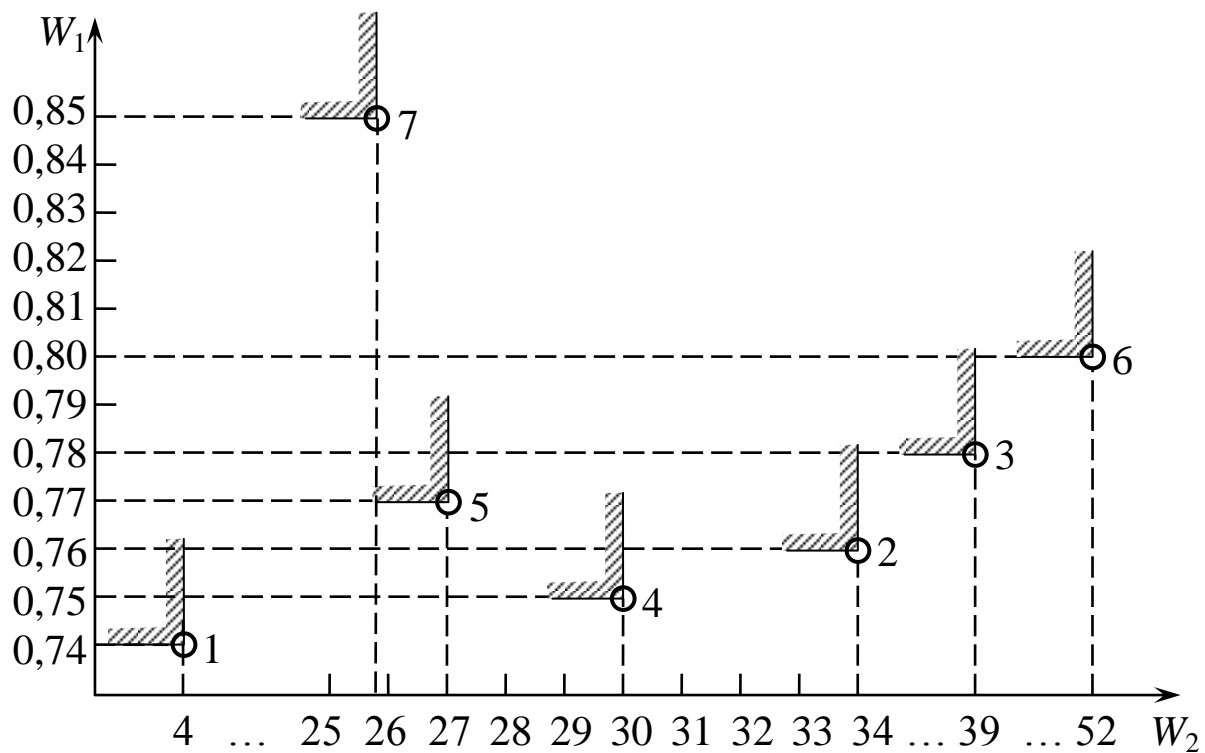


Рис. 4.7

Согласно решающему правилу применяемого метода, если ортант с вершиной в варианте  $s$  содержит в его внутренней части вариант  $i$ , то  $s$ -й вариант исключается из дальнейшего перебора. В парето-оптимальное множество  $J_{\text{по}}$  включается вариант с «пустой» внутренней частью соответствующего ортанта. Из этого утверждения и Рис. 4.7 следует, что парето-оптимальное множество решений задачи (4.3.12) имеет вид:

$$J_{\text{по}} = \{1, 7\} \quad (4.3.13)$$

и включает в себя варианты  $s = 1$  и  $s = 7$  из Табл. 4.5 со значениями критериев оптимальности:

$$W_{11} = 0,74; \quad W_{21} = 4 \text{ кг.}$$

$$W_{17} = 0,85; \quad W_{27} = 25,8 \text{ кг.}$$

Из Рис. 4.7 следует, что все остальные 5 вариантов БРЛС содержат во внутренних частях их ортантов соответствующие точки, т.е. другие варианты.

Из двух вариантов парето-оптимальных решений (4.3.13) Разработчик БВ может выбрать конкретный образец РЛС в соответствие с назначением создаваемого вертолета.

В частности, для поисково-спасательных БВ и БВ-штурмовиков [1] предпочтительным является вариант №7 с большим значением вероятности обнаружения наземных объектов и приемлемым значением массы системы.

При групповом применении БВ разведки и наблюдения легкого класса может быть использован вариант №1, который в дополнении к небольшим значениям такой вероятности и массы РЛС имеет минимальную цену.

Отметим, что возможно сформулировать и другие постановки двухкритериальных задач оптимального выбора БРЛС для создаваемого БВ.

В качестве сдерживающего фактора при использовании многокритериального выбора бортовых ОЭС и РЛС выступает отсутствие в настоящее время достаточно подробных ката-

логов существующих серийно выпускаемых отечественных систем этих видов.

#### 4.4. Выбор компонентов бортового оборудования вертолета общего назначения

Основные комплексы перспективного бортового оборудования БВ общего назначения приведены на Рис. 4.8 [16].



Рис. 4.8

В состав этого вида бортового оборудования БВ в основном входят покупные (комплектующие) изделия, которые Разработчик вертолета приобретает у специализированных организаций.

Как было отмечено выше, приобретая у них в соответствии с каталогами выпускаемой продукции агрегаты, блоки, бортовые системы общего назначения и т.п. Разработчик БВ формирует из них требуемые бортовые комплексы, составляющие общее бортовое оборудование создаваемого вертолета.

Выбор покупных компонентов бортовых комплексов БВ предлагается осуществлять с помощью методики многокритериального выбора, использованной в предыдущем разделе при формировании состава целевого бортового оборудования.

#### Пример 4.4.

Рассмотрим пример применения предлагаемой в Разд. 3.3 методики при формировании бортовой навигационной системы БВ, входящей в состав комплекса управления полетом и оборудованием вертолета и включающего в себя в качестве измерительных блоков приемник спутниковой радионавигационной системы (СНС) и бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), описание которой приведено в работе [16].

Будем считать, предварительно выбранным тип приемника СНС. Конкретный образец БИНС, включаемый в состав комплекса, будем выбирать на основе данных Табл. 2.2 из работы [16], которую с учетом особенностей БВ преобразуем к виду, представленному в Табл. 4.7.

Таблица 4.7.

Образцы БИНС 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 моно- блока, 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

Введем в рассмотрение следующие критерии оптимального выбора БИНС для приведенных в ней  $N = 4$  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;

$W_3 = Д \times Ш \times В$  – объем образца БИНС;

$W_4$  – потребляемая мощность системы;

$W_5$  – наработка на отказ образца.

Тогда общая постановка задачи многокритериального выбора БИНС конкретизируются следующим образом:

$$\begin{aligned}
 & W_{5i} \rightarrow \max_{i=(1,4)} ; \\
 & (W_{1i}, W_{2i}, W_{3i}, W_{4i}) \rightarrow \min_{i=(1,4)} .
 \end{aligned}
 \tag{4.4.1}$$

Эти выражения иллюстрируют общую постановку задачи многокритериального выбора компонент измерительной части формируемой бортовой навигационной системы разрабатываемого БВ.

Приведем графическое решение следующей частной задачи многокритериального выбора образца БИНС:

$$\begin{aligned} W_{1i} &\rightarrow \min_{i=(1,4)} ; \\ W_{4i} &\rightarrow \min_{i=(1,4)} . \end{aligned} \quad (4.4.2)$$

Здесь минимизируемыми критериями являются общая погрешность и энергопотребление образца.

Введем в рассмотрение вспомогательную Табл. 4.8 для значений критериев решаемой задачи (4.4.2).

Таблица 4.8

№ вар-та ( $i$ )	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 (4.4.2) применяемые при ее решении ортанты (конусы) представляются как:

$$C_i^2 = \{(W_1, W_4) \mid (W_1 \leq W_{1i}) \wedge (W_4 \leq W_{4i})\}, i = (\overline{1,4}). \quad (4.4.3)$$

На Рис. 4.9 приведены значения критериев  $W_1$  и  $W_4$  из Табл. 4.8 и построены ортанты для каждого из рассматриваемых вариантов.

Отметим, что варианты  $i = 1$  и  $i = 4$  имеют одинаковые значения координат  $W_1$  и  $W_4$ .

Из этого рисунка следует, что ортанты  $C_1^2 = \emptyset$ ,  $C_4^2 = \emptyset$ ,  $C_2^2 = \emptyset$  и  $C_3^2 \neq \emptyset$ . В этом случае получаем следующую конкретизацию множества парето-оптимальных вариантов БИНС:

$$J_{\text{по}} = \{1, 2, 4\}. \quad (4.4.4)$$

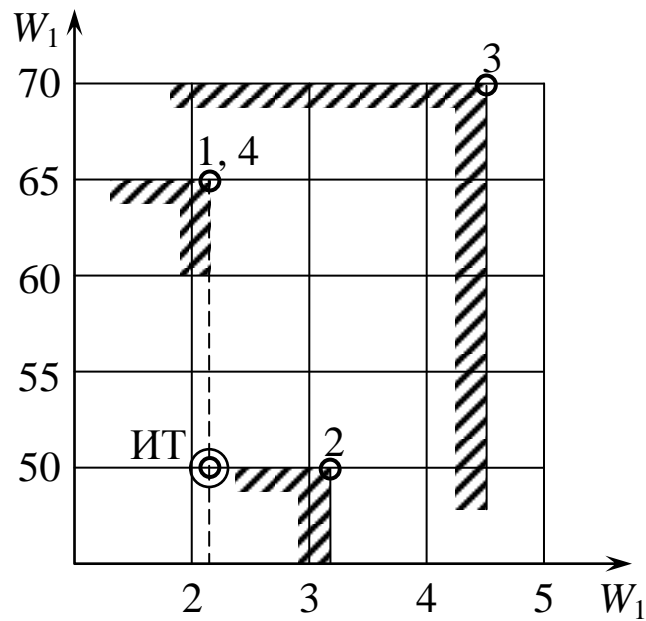


Рис. 4.9

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 (4.4.4) при формировании комплекса управления полетом БВ, в который входят приемник СНС и БИНС, можно воспользоваться значениями других критериев:

$$\begin{aligned}
 W_{21} &= 16,5 \text{ кг}; & W_{22} &= 9,8 \text{ кг}; & W_{24} &= 15 \text{ кг}; \\
 W_{31} &= 20349807,5 \text{ мм}^3; & W_{32} &= 9925250 \text{ мм}^3; & W_{34} &= 9925250 \text{ мм}^3; \\
 W_{51} &= 500 \text{ ч}; & W_{32} &= 14400 \text{ ч}; & W_{54} &= 10000 \text{ ч}.
 \end{aligned}$$

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. 4.9) при  $W_{1\max} = 4,549$ ;  $W_{4\max} = 50$ , дает следующие значения относительных расстояний до точек множества (4.4.4):

$$\rho_1 = \rho_4 = 0,214; \quad \rho_2 = 0,233.$$

В связи с тем, что  $\rho_1 < \rho_2$  и  $\rho_4 < \rho_2$ , «квазиоптимальным» решением задачи (4.4.2) 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. 4.7 следует, что по этим критериям доминирует вариант  $i = 4$ , который соответствует отечественной БИНС-СП-2.

В заключение следует отметить, что приведенные в данной главе подходы к оптимальному выбору образцов бортового оборудования целевого и общего назначения, составляющего полезную нагрузку БВ, могут быть использованы на практике только при наличии достаточно полных и подробных каталогов блоков, агрегатов, аппаратуры и систем, входящих в состав такого оборудования.

## **Глава 5. МЕТОДИКА ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ВЫБОРА ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА И АНАЛИЗА ВЫПОЛНЕНИЯ ТРЕБОВАНИЙ ЗАКАЗЧИКА**

Рассмотренные в Главе 2 методы предварительного проектирования вертолетов определяют значительное число их параметров, которые должны соответствовать стадии разработки эскизного проекта будущего изделия. Вместе с тем они не отвечают на главный вопрос – удовлетворяют ли полученные проектные параметры требованиям Заказчика вертолета.

В данной главе делается попытка исключить эти недостатки. При этом рассматривается ограниченное количество искомых проектных параметров БВ одновинтовой классической схемы с поршневым маршевым двигателем, которые определяются по упрощенным методам расчета, а при анализе их значений используется состав требований Заказчика, приведенный в Разд. 1.4.

Отметим, что в предлагаемой методике применяются отдельные элементы методов, приведенных в Разд. 2.1, 2.3 и 2.4, позволяющие определять значения основных проектных параметров в условиях минимального состава исходных данных.

При их использовании предполагается, что маршевый двигатель и полезная нагрузка разрабатываемого вертолета выбраны согласно методикам, изложенным в Главах 3 и 4.

Отметим, что для удобства программной реализации данной методики в ее составе выделены отдельные проектные задачи, которые могут быть реализованы в виде программных модулей комплекса программ «Предварительное проектирование БВ» перспективной САПР БВ [1].

## 5.1. Определение взлетной массы беспилотного вертолета

При определении величины  $m_{\text{взл}}$  будем использовать следующие уравнения линейных регрессионных зависимостей [30] вида:

$$m_{\text{взл}}^{(1)} = k_1 m_{\text{пн}}; \quad m_{\text{взл}}^{(2)} = k_2 m_{\text{дв}}. \quad (5.1.1)$$

Эти зависимости формируются на основе известного метода наименьших квадратов [30] и статистических данных по существующим образцам БВ, содержащих их взлетные массы и относительные массы полезной нагрузки, маршевого двигателя и конструкции и др. [2] каждого вертолета.

Указанный выше метод применяется к следующим массивам предварительно рассчитанных исходных данных:

$$m_{\text{пн},j} = \mu_{\text{пн},j} m_{\text{взл},j}; \quad m_{\text{дв},j} = \mu_{\text{дв},j} m_{\text{взл},j}, \quad j = (\overline{1, n}), \quad (5.1.2)$$

где  $\mu_{\text{пн},j}$  и  $\mu_{\text{дв},j}$  – относительные массы полезной нагрузки и двигателя;  $m_{\text{взл},j}$  – взлетная масса  $j$ -го образца БВ;  $n$  – число их образцов в используемой таблице статистических данных.

Для определения коэффициентов зависимостей (5.1.1) применяются значения (5.1.2) и известные формулы [30] вида:

$$k_1 = \frac{\sum_{j=1}^n m_{\text{пн},j} m_{\text{взл},j}}{\sum_{j=1}^n m_{\text{пн},j}^2}; \quad k_2 = \frac{\sum_{j=1}^n m_{\text{дв},j} m_{\text{взл},j}}{\sum_{j=1}^n m_{\text{дв},j}^2}. \quad (5.1.3)$$

Для расчета коэффициентов  $k_1$  и  $k_2$  используем статистические данные работы [2], сведенные в Табл. 5.1 и Табл. 5.2, а также формулы (5.1.2).

Конкретные значения параметров  $m_{\text{взл}}^{(1)}$  и  $m_{\text{взл}}^{(2)}$  вычисляются путем подстановки в выражения (5.1.1) ранее определенных значений  $m_{\text{пн}}$  и  $m_{\text{дв}}$  методами, описанными в Главах 3 и 4 и числовых значений коэффициентов  $k_1$  и  $k_2$ .

Таблица 5.1.

$j$	$\mu_{\text{ПН}}$	$m_{\text{ВЗЛ}}$	$m_{\text{ПН}}$
1	0,15	36	5,4
2	0,12	50	6,0
3	0,16	93	14,88
4	0,155	130	20,15
5	0,15	136	20,40
6	0,16	240	38,40
7	0,33	300	99,00

Таблица 5.2.

$j$	$\mu_{\text{ДВ}}$	$m_{\text{ВЗЛ}}$	$m_{\text{ДВ}}$
1	0,21	36	7,56
2	0,30	50	15,00
3	0,27	93	25,11
4	0,30	130	39,00

Используя выражения (5.1.3), получаем следующие числовые значения коэффициентов:

$$k_1 = 3,729567; \quad k_2 = 3,462838.$$

Таким образом, аппроксимирующие прямые (5.1.1) конкретизируются как:

$$m_{\text{ВЗЛ}}^{(1)} = 3,729567m_{\text{ПН}}; \quad m_{\text{ВЗЛ}}^{(2)} = 3,462838m_{\text{ДВ}}. \quad (5.1.4)$$

На Рис. 5.1 показаны исходные точки, соответствующие данным из Табл. 5.1 и 5.2, и аппроксимирующие их прямые (5.1.4).

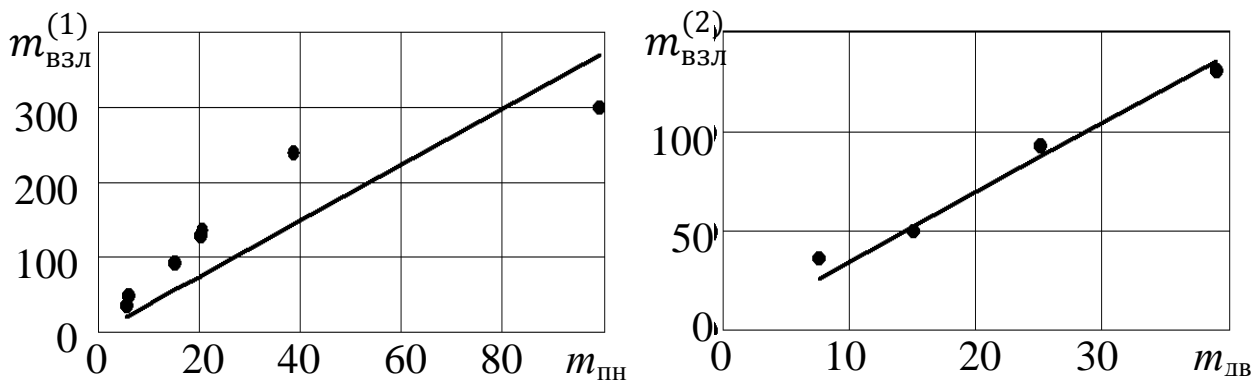


Рис. 5.1

Построим линейную регрессионную зависимость взлетной массы БВ от паспортных данных по номинальной мощности выбранного маршевого двигателя вида:

$$m_{\text{ВЗЛ}}^{(3)} = k_3 N_e, \quad (5.1.5)$$

где коэффициент  $k_3$  с использованием соответствующих статистических данных вычисляется по формуле [30]:

$$k_3 = \frac{\sum_{j=1}^n m_{\text{взл},j} N_{e,j}}{\sum_{j=1}^n N_{e,j}^2}. \quad (5.1.6)$$

Используя данные из Табл. 2.2 при  $n = 15$ , имеем, что:

$$k_3 = 5,318391.$$

На Рис. 5.2 представлен график зависимости:

$$m_{\text{взл}}^{(3)} = 5,318391 N_e \quad (5.1.7)$$

и статистические данные по образцам вертолетов из указанной выше таблицы.

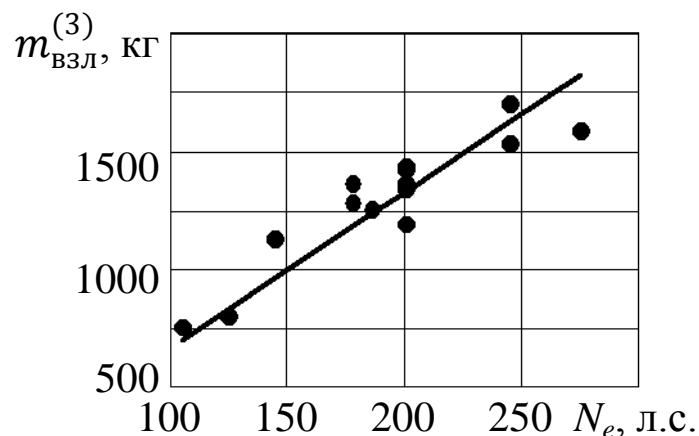


Рис. 5.2

На наш взгляд описанный подход с определением регрессионных зависимостей по статистическим данным является более перспективным, чем указание интервалов изменения соответствующих статистических данных. Это объясняется тем, что такие зависимости отражают тенденции (тренды) изменения рассматриваемых параметров и характеристик вертолетной техники и позволяют использовать их для значений параметров и характеристик, отсутствующих в имеющейся статистике.

Оценку взлетной массы БВ предлагается вычислять как:

$$\bar{m}_{\text{ВЗЛ}} = \max\{m_{\text{ВЗЛ}}^{(1)}, m_{\text{ВЗЛ}}^{(2)}, m_{\text{ВЗЛ}}^{(3)}\}. \quad (5.1.8)$$

Полученное значение  $m_{\text{ВЗЛ}}$  сравнивается с заданным в требованиях Заказчика предельным значением взлетной массы  $m_{\text{ВЗЛ}}^{(\text{пред})}$  путем проверки выполнения неравенства вида:

$$m_{\text{ВЗЛ}} \leq m_{\text{ВЗЛ}}^{(\text{пред})}. \quad (5.1.9)$$

При его невыполнении Разработчик БВ должен откорректировать значение  $m_{\text{ПН}}$  в части уменьшения массы общего бортового оборудования.

## 5.2. Расчет максимальных значений скорости полета и радиуса действия беспилотного вертолета

Для расчета значения максимальной скорости БВ будем использовать формулу вида:

$$V_{\text{max}} = 270 \frac{m_{\text{ВЗЛ}}}{K_{\text{верт}} N_e} \eta_0 \varepsilon, \quad (5.2.1)$$

где  $N_e$  – мощность выбранного двигателя (л.с.);  $m_{\text{ВЗЛ}}$  – взлетная масса (кг);  $K_{\text{верт}}$  – аэродинамическое качество вертолета;  $\eta_0$  – относительный КПД его несущего винта;  $\varepsilon$  – коэффициент использования мощности двигателя.

Расчет по этой формуле проводится с использованием известного значения  $N_e$  и следующих статистических данных [17]:

$$K_{\text{верт}} = 4,23; \quad \eta_0 = 0,7; \quad \varepsilon = 0,86.$$

По его результату проводится проверка условия:

$$V_{\text{max}} \geq V_{\text{max}}^{(\text{пред})}. \quad (5.2.2)$$

где  $V_{\text{max}}^{(\text{пред})}$  – заданное значение в требованиях Заказчика.

Максимальный радиус действия вертолета будем вычислять из предположения, что весь полет БВ осуществляется при скорости  $V = V_{\max}$ . Тогда получим, что:

$$R = 0,5V_{\max}\tau_{\text{п}}, \quad (5.2.3)$$

где  $\tau_{\text{п}}$  – время полета БВ, заданное в требованиях Заказчика.

Далее проверяется условие вида:

$$R \geq R^{(\text{пред})}, \quad (5.2.4)$$

где  $R^{(\text{пред})}$  – значение радиуса действия разрабатываемого БВ из требований Заказчика.

### 5.3. Оценка высотности выбранного маршевого двигателя вертолета

Практика разработки БЛА показала, что в каталогах выпускаемых двигателей обычно не приводится их высотность. В требованиях Заказчика (см. Разд. 1.4) задается предельное значение высоты полета  $h_{\max}$  при эксплуатации разрабатываемого БВ.

Для ликвидации этого недостатка используем подход, описанный в работе [1] для оценки высотности поршневого двигателя.

Изменение мощности для невысотного поршневого двигателя при вертикальном взлете БВ до высоты  $h_{\max}$  рассчитывают на основе приближенной аналитической зависимости вида:

$$N_e(h) = N_{\text{взл}}(0)A(h), \quad h \in [0, h_{\max}], \quad (5.3.1)$$

где  $N_{\text{взл}}(0)$  – мощность двигателя на земле (на уровне моря);  $A(h)$  – коэффициент падения мощности на высоте  $h$ .

При горизонтальном полете БВ на заданной высоте  $h_{\max}$  мощность двигателя вычисляется как:

$$N(h_{\max}) = N_e A(h_{\max}). \quad (5.3.2)$$

где  $N_e$  – паспортная мощность применяемого двигателя.

Коэффициент падения мощности можно определить по формуле:

$$A(h) = 1,11(p_h/p_0)\sqrt{T_0/T_h} - 0,11; \quad (5.3.3)$$

где  $p_h = p(h)$ ,  $p_0 = p(0)$  – давление воздуха на текущей высоте  $h$  и при  $h = 0$  (мм.рт.ст);  $T_h = T(h)$ ,  $T_0 = T(0)$  – температура воздуха на этих высотах (°К).

Для международной стандартной атмосферы (МСА) имеем следующие значения [25]:

$$p_0 = 760 \text{ мм.рт.ст.}; \quad T_0 = 15^\circ\text{C} = 288,15^\circ\text{K}.$$

Количественное представление изменений значения коэффициента  $A$  с высотой полета  $h$  приведено в Табл. 5.3.

Таблица 5.3

$h, \text{ м}$	0	500	1000	1500	2000	2500	3000	3500	4000
$A_h$	1,0	0,94	0,886	0,832	0,781	0,732	0,685	0,640	0,598

При расчетах по формулам (5.3.1)-(5.3.3) используются следующие зависимости  $T_h$  и  $p_h$ , приведенные в работе [17]:

$$p(h) = p(0)e^{-0,000126h}; \quad T(h) = T(0) - \mu h \quad (5.3.4)$$

при указанных выше значениях температуры и при  $\mu = 0,065^\circ\text{K/м}$ .

#### 5.4. Расчет параметров несущей системы беспилотного вертолета

Под *несущей системой* БВ будем понимать его несущий и рулевой винты, крыло и оперение, создающие аэродинамические силы и моменты, которые обеспечивают требуемое движение вертолета в пространстве.

Рассмотрим основные проектные процедуры решения этой проектной задачи.

*Радиус несущего винта* вертолета (НВ) рассчитывается по формуле вида:

$$R_{\text{НВ}} = \sqrt{\frac{m_{\text{ВЗЛ}} g}{\pi p}}, \quad (5.4.1)$$

где  $g$  – ускорение свободного падения,  $\text{м/с}^2$ ;  $p$  – удельная нагрузка на площадь, ометаемую несущим винтом,  $\text{Н/м}^2$ .

Здесь и ниже значение взлетной массы БВ  $m_{\text{ВЗЛ}}$  вычисляется по методике, описанной в Разд. 5.1.

Значение удельной нагрузки  $p$  на ометаемую винтом площадь выбирается по рекомендациям, представленным в работе [1], в пределах  $140\text{-}280 \text{ Н/м}^2$ .

*Допустимое значение угловой скорости  $\omega_{\text{НВ}}$  вращения несущего винта* должно быть ограничено допустимой величиной окружной скорости  $U_{\text{НВ}} = (\omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}})_{\text{доп}}$  концов его лопастей, которая зависит от взлетной массы вертолета. Для легких вертолетов эта скорость составляет значения  $(180\text{-}200) \text{ м/с}$ , а для сверхлегких –  $(140\text{-}160) \text{ м/с}$ . Расчет проводится по формуле:

$$\omega_{\text{НВ}}^{(\text{доп})} = \frac{U_{\text{НВ}}}{R_{\text{НВ}}}. \quad (5.4.2)$$

Рассмотрим процедуры определения геометрических и других характеристик несущей системы БВ.

*Длина хорды лопастей* несущего винта (НВ) вычисляется при выбранном числе  $z_{\text{Л}}$  его лопастей как:

$$b_{\text{НВ}} = \frac{\pi R_{\text{НВ}} \sigma_{\text{НВ}}}{z_{\text{Л}}}, \quad (5.4.3)$$

где  $z_{\text{Л}} = 2\text{-}4$  – число лопастей НВ;  $\sigma_{\text{НВ}} = 0,05\text{-}0,08$  - коэффициент заполнения НВ.

*Относительное удлинение лопастей НВ* определяется по формуле:

$$\lambda_{\text{НВ}} = \frac{R_{\text{НВ}}}{b_{\text{НВ}}}. \quad (5.4.4)$$

*Ометаемая НВ площадь* вычисляется следующим образом:

$$F_{\text{НВ}} = \pi R_{\text{НВ}}^2. \quad (5.4.5)$$

Примем для значения *радиуса рулевого винта* (РВ) по данным таблицы 2.2 оценку вида:

$$R_{\text{РВ}} = (0,15-0,225)R_{\text{НВ}}. \quad (5.4.6)$$

Тогда *ометаемая РВ площадь* определяется как:

$$F_{\text{РВ}} = \pi R_{\text{РВ}}^2. \quad (5.4.7)$$

*Коэффициент заполнения РВ* приближенно равен величине:

$$\sigma_{\text{РВ}} = 2\sigma_{\text{НВ}}. \quad (5.4.8)$$

*Длина хорды  $b_{\text{РВ}}$  и относительное удлинение  $\lambda_{\text{РВ}}$  лопастей РВ* рассчитывается из выражений:

$$b_{\text{РВ}} = \frac{\pi R_{\text{РВ}} \sigma_{\text{РВ}}}{z_{\text{РВ}}}; \quad \lambda_{\text{РВ}} = \frac{R_{\text{РВ}}}{b_{\text{РВ}}} = \frac{z_{\text{РВ}}}{\pi \sigma_{\text{РВ}}}, \quad (5.4.9)$$

где  $z_{\text{РВ}} = 3-4$  – число лопастей этого винта.

*Площадь и размах консоли крыла БВ* вычисляются по следующим формулам [1]:

$$S_{\text{кр}} = (0,012-0,06)F_{\text{НВ}}; \quad (5.4.10)$$

$$l_{\text{кр}} = (0,15-0,28)R_{\text{НВ}}; \quad (5.4.11)$$

*Значения площадей вертикального и горизонтального оперений БВ* определяются как [1]:

$$S_{\text{во}} = (0,012-0,15)F_{\text{НВ}}; \quad (5.4.12)$$

$$S_{\text{го}} = (0,002-0,012)F_{\text{НВ}};$$

Вычислим значения *числа оборотов и угловых скоростей несущего и рулевого винтов БВ* для выбранного двигателя.

Вращение этих винтов осуществляется от вала выбранного двигателя после преобразования главным и хвостовым редуктором БВ.

Известно [1, 4, 12], что главный редуктор (ГР) имеет передаточные числа  $i_{\text{гр}}$ , лежащие в интервале (8-12). Из этого

интервала выбирается конкретное значение  $i_{гр}$  и для каждого  $k$ -го режима работы двигателя вычисляется число оборотов в минуту НВ:

$$n_{НВ}^{(k)} = \frac{n_k}{i_{гр}}, \quad k = (\text{взл, ном, мин}), \quad (5.4.13)$$

где  $n_k$  – число оборотов вала двигателя на  $k$ -м режиме его работы.

Угловая скорость вращения НВ, которая имеет размерность  $c^{-1}$ , при  $k$ -м режиме работы двигателя БВ рассчитывается по формуле:

$$\omega_{НВ}^{(k)} = \frac{2\pi n_{НВ}^{(k)}}{60} = \frac{\pi n_{НВ}^{(k)}}{30}, \quad k = (\text{взл, ном, мин}). \quad (5.4.14)$$

Отметим, что эти значения должны быть меньше или равны значению  $\omega_{НВ}^{(\text{доп})}$ .

Для расчета угловой скорости РВ используется допустимое значение величины окружной скорости  $U_{рв}$  концов лопастей этого винта, которое выбирается из следующих интервалов [1]:

$U_{рв} = (140-160)$  м/с – сверхлегкие вертолеты;

$U_{рв} = (160-180)$  м/с – легкие вертолеты.

После указания соответствующего значения  $U_{рв}$  угловая скорость РВ определяется как:

$$\omega_{рв} = \frac{U_{рв}}{R_{рв}}. \quad (5.4.15)$$

При этом число оборотов РВ будет равно:

$$n_{рв} = \frac{30\omega_{рв}}{\pi}. \quad (5.4.16)$$

По значениям  $n_{НВ}^{(\text{взл})}$  и  $n_{рв}$  определяется требуемое передаточное число  $i_{хр}$  хвостового редуктора (ХР) вертолета.

Расстояние между осями вращения НВ и РВ, определяется из выражения [1]:

$$L_{\text{нрв}} = R_{\text{нв}} + R_{\text{рв}} + \delta, \quad (5.4.17)$$

где  $\delta$  – зазор между винтами, выбираемый из интервала, равного 0,15-0,20 м.

### 5.5. Расчет геометрических характеристик корпуса беспилотного вертолета

Данная проектная задача используется для оценки требований Заказчика по общим габаритам разрабатываемого вертолета. При ее реализации будем использовать подход, предлагаемый МАИ в методе предварительного проектирования БВ (см. Главу 2). Суть подхода состоит в использовании определенных ранее объемов маршевого двигателя БВ и образцов его общего и целевого бортового оборудования.

Размеры фюзеляжа (длину, ширину, высоту) определим для типового корпуса БВ как:

$$D_{\text{ф}} = 2a; \quad \text{Ш}_{\text{ф}} = 2b; \quad \text{В}_{\text{ф}} = 2c, \quad (5.5.1)$$

где  $a, b, c$  – полуоси составляющего его кругового эллипсоида.

Объем фюзеляжа вычисляется по известной формуле вида [1]:

$$V_{\text{ф}} = \frac{4}{3} \pi abc. \quad (5.5.2)$$

Площади миделя и горизонтального сечения в плане фюзеляжа БВ определяются как:

$$S_{\text{м}} = \pi b^2; \quad S_{\text{гс}} = \pi ab. \quad (5.5.3)$$

Площадь омываемой поверхности фюзеляжа БВ вычисляется по формуле [1]:

$$S_{\text{пов}} = 4\pi \left( \frac{a^\beta b^\beta + a^\beta c^\beta + b^\beta c^\beta}{3} \right)^{\frac{1}{\beta}} \quad (5.5.4)$$

при  $\beta = 1,6075$ .

Объем размещаемых в нем  $n$  образцов, включающих в себя маршевый двигатель, общее и целевое оборудование (полезную нагрузку), определим из выражения:

$$v = 1,3(v_{\text{пн}} + v_{\text{дв}}) = 1,3 \sum_{i=1}^n D_i \cdot \Pi_i \cdot V_i. \quad (5.5.5)$$

Здесь  $D_i$ ,  $\Pi_i$ ,  $V_i$  – габаритные размеры  $i$ -го размещаемого образца. Коэффициент 1,3 используется для учета дополнительных устройств, размещаемых в фюзеляже (моторама, топливная система, бустерное управление, «этажерки» для размещения бортовых систем и т.п.).

Будем считать, что корпус фюзеляжа представляет собой эллипсоид, оси которого связаны соотношениями:

$$a/b = \lambda; \quad b = c, \quad (5.5.6)$$

где  $\lambda > 1$  – удлинение фюзеляжа.

Подставляя в эту формулу значение:

$$b = \frac{a}{\lambda}, \quad (5.5.7)$$

получаем выражение для расчета объема фюзеляжа БВ:

$$v_{\text{ф}} = \frac{4\pi a^3}{3\lambda^2}.$$

Приравнивая этот объем к объему размещаемых в нем образцов, вычисленному по формуле (5.5.5), получим уравнение для определения размера  $a$  вида:

$$\frac{4\pi a^3}{3\lambda^2} = v.$$

Откуда имеем, что:

$$a = 3 \sqrt[3]{\frac{3\lambda^2 \nu}{4\pi}}. \quad (5.5.8)$$

Используя условия (5.5.6), получим размеры:

$$b = c = \frac{1}{\lambda} 3 \sqrt[3]{\frac{3\lambda^2 \nu}{4\pi}}. \quad (5.5.9)$$

Исследуем зависимость геометрических размеров эллипсоидного фюзеляжа БВ от его удлинения  $\lambda$ . При этом будем использовать формулы (5.5.1), (5.5.5), (5.5.6), (5.5.8) и (5.5.9). В качестве величины  $\nu$  возьмем значение объема размещаемого в фюзеляже общего и целевого бортового оборудования и маршевого двигателя из Примера 2.2, равное  $\nu = 0,2235 \text{ м}^3$ . Результаты расчетов по указанным формулам представлены в Табл. 5.4.

Таблица 5.4

$\lambda$	$D_{\text{ф}}, \text{ м}$	$Ш_{\text{ф}}, \text{ м}$	$B_{\text{ф}}, \text{ м}$
1,5	1,077	0,718	0,718
2,5	1,514	0,605	0,605
3,5	1,894	0,541	0,541
5	2,403	0,481	0,481
6	2,713	0,452	0,452
8	3,287	0,411	0,411
10	3,814	0,381	0,381

На Рис. 5.4 приведены полученные виды фюзеляжа БВ в зависимости от его удлинения  $\lambda$ .

На Рис. 5.5 показаны зависимости длины  $D_{\text{ф}}$  и ширины  $Ш_{\text{ф}}$  (высоты  $B_{\text{ф}}$ ) фюзеляжа БВ от величины  $\lambda$ .

Из приведенных результатов следует, что с ростом значения удлинения  $\lambda$  длина фюзеляжа БВ увеличивается, а его диаметр уменьшается.

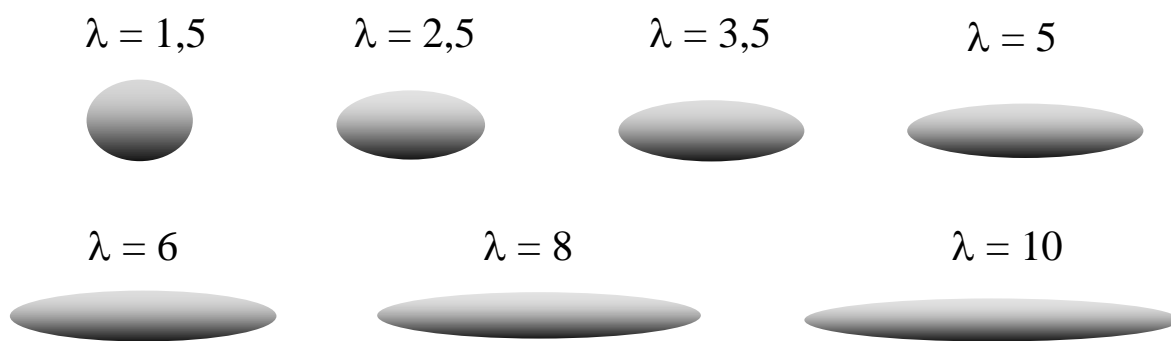


Рис. 5.4

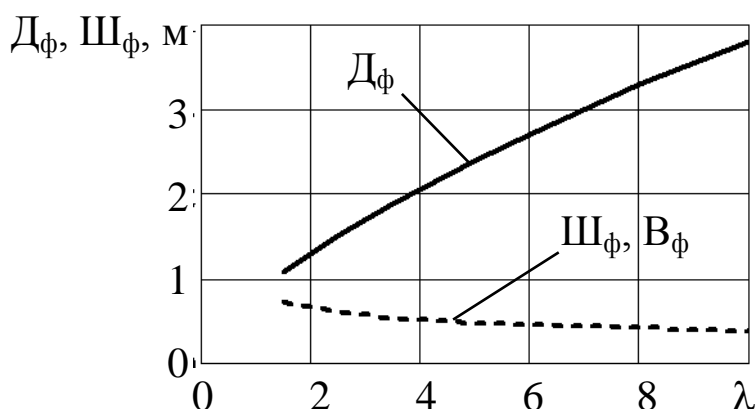


Рис. 5.5

В работе [2] утверждается, что высокое аэродинамическое качество эллипсоидного фюзеляжа БВ достигается при  $\lambda = 2,5$ .

Определим оценки общих габаритных размеров БВ.

*Длина вертолета* вычисляется по формуле:

$$D_{БВ} = D_{\phi} + D_{хб}, \quad (5.5.10)$$

где  $D_{хб}$  – длина хвостовой балки БВ, которая определяется как [1]:

$$D_{хб} = (0,65 - 1,2)D_{\phi}. \quad (5.5.11)$$

*Ширина БВ без лопастей НВ* при транспортировке вертолета определяется из выражения вида:

$$\text{Ш}_{БВ} = \text{Ш}_{\phi} + 2l_{кр}, \quad (5.5.12)$$

где  $l_{кр}$  – длина консоли его крыла.

Эта величина с установленными лопастями НВ будет равна:

$$\text{Ш}_{БВ} = 2R_{НВ}. \quad (5.5.13)$$

*Высоту вертолета*, которая определяется высотой фюзеляжа и размерами его выступающих частей (втулки НВ и шасси БВ), определим следующим образом:

$$V_{\text{БВ}} = V_{\text{ф}} + \Delta V_{\text{вт}} + \Delta V_{\text{кл}}, \quad (5.5.14)$$

где высота втулки НВ принимается равной:

$$\Delta V_{\text{вт}} = (0,08 - 0,095)V_{\text{ф}}, \quad (5.5.15)$$

а высоту шасси заменим на размер клирекса БВ (высота от земли до днища вертолета), определяемого как:

$$\Delta V_{\text{кл}} = (0,15 - 0,2)V_{\text{ф}}. \quad (5.5.16)$$

Полученные выше значения размеров БВ подставляются в неравенства:

$$D_{\text{БВ}} \leq D_{\text{БВ}}^{(\text{тр})}; \quad Ш_{\text{БВ}} \leq Ш_{\text{БВ}}^{(\text{тр})}; \quad V_{\text{БВ}} \leq V_{\text{БВ}}^{(\text{тр})}. \quad (5.5.17)$$

где  $D_{\text{БВ}}^{(\text{тр})}$ ,  $Ш_{\text{БВ}}^{(\text{тр})}$ ,  $V_{\text{БВ}}^{(\text{тр})}$  – требуемые Заказчиком габариты вертолета.

Проверкой этих условий завершается оценка выполнимости требований Заказчика к будущему вертолету.

## **5.6. Расчет основных массовых характеристик вертолета**

Приводимые ниже характеристики БВ носят справочный характер и используются Разработчиком на стадии эскизного проектирования БВ.

Масса несущего винта вертолета вычисляется по формуле:

$$m_{\text{НВ}} = 90,76 \sigma_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}}^{2,7} \left( \frac{\pi \sigma_{\text{НВ}}}{z_{\text{л}}} \right), \quad (5.6.1)$$

где  $R_{\text{НВ}}$  – радиус несущего винта;  $\sigma_{\text{НВ}}$  – коэффициент заполнения несущего винта;  $z_{\text{л}}$  – число его лопастей.

Масса системы бустерного управления БВ, в которую входят автомат перекося, гидроусилители, гидросистема управления его несущим винтом (НВ) рассчитывается по формуле вида:

$$m_{\text{бy}} = k_{\text{бy}} z_{\text{л}} b_{\text{нв}}^2 R_{\text{нв}}, \quad (5.6.2)$$

где  $b_{\text{нв}}$  – хорда лопасти НВ;  $k_{\text{бy}}$  – весовой коэффициент системы бустерного управления, который можно принять равным  $13,2 \text{ кг/м}^3$ .

Масса топлива, выраженная через величины максимального полетного времени  $\tau_{\text{п}}$  разрабатываемого вертолета, удельный расход топлива  $c_e$  и мощность  $N_e$  выбранного маршевого двигателя, будет равна:

$$m_{\text{т}} = 1,1 c_e \tau_{\text{п}} N_e. \quad (5.6.3)$$

Отметим, что в этой формуле учитывается 10% дополнительного (навигационного) запаса топлива на борту БВ.

Определим массы основных агрегатов, входящих в трансмиссию БВ.

Общая масса трансмиссии БВ, выраженная через величину  $m_{\text{взл}}$  определяется как:

$$m_{\text{тр}} = (0,078-0,093)m_{\text{взл}}. \quad (5.6.4)$$

С использованием значения мощности  $N_e$  выбранного двигателя БВ имеем, что:

$$m_{\text{тр}} = (0,42-0,50)N_e. \quad (5.6.5)$$

Масса редуктора НВ вертолета составляет величину:

$$m_{\text{рнв}} = (0,23-0,30)N_e; \quad (5.6.6)$$

Масса редуктора РВ будет равна:

$$m_{\text{ррв}} = (0,024-0,028)N_e; \quad (5.6.7)$$

Масса муфт сцепления и свободного хода трансмиссии БВ вычисляется как:

$$m_{\text{мс}} = (0,07-0,09)N_e; \quad (5.6.8)$$

$$m_{\text{мсx}} = (0,012-0,020)N_e; \quad (5.6.9)$$

Масса тормоза НВ рассчитывается по формуле вида:

$$m_{\text{тнв}} = (0,003-0,004)N_e; \quad (5.6.10)$$

Масса вала трансмиссии БВ соединяющего редукторы НВ и РВ, получается как разность между значением, вычисленным по формуле (5.6.4) и значением суммы масс, определенных по формулам (5.6.6)-(5.6.10).

Масса рулевого винта вычисляется по следующей эмпирической формуле:

$$m_{\text{РВ}} = 90,76 \frac{\sigma_{\text{РВ}} R_{\text{РВ}}^{2,7}}{\lambda_{\text{РВ}}^{0,7}}. \quad (5.6.11)$$

Масса фюзеляжа вертолета рассчитывается по формуле вида:

$$m_{\text{ф}} = k_{\text{ф}} m_{\text{ВЗЛ}}^{0,25} S_{\text{ПОВ}}^{0,88}, \quad (5.6.12)$$

где  $S_{\text{ПОВ}}$  – площадь, омываемой поверхности фюзеляжа, которая определяется по формуле (5.5.4) из Разд. 5.5;  $k_{\text{ф}}$  – коэффициент, равный 1,7-2,2.

Масса хвостовой балки БВ с использованием результата расчета по формуле (5.6.12) вычисляется как:

$$m_{\text{хб}} = (0,13 - 0,16)m_{\text{ф}}. \quad (5.6.13)$$

Тогда общая масса корпуса БВ будет равна:

$$m_{\text{кор}} = m_{\text{ф}} + m_{\text{хб}}. \quad (5.6.14)$$

Масса крыла БВ может быть определена из выражения:

$$m_{\text{кр}} = k_{\text{кр}} S_{\text{кр}}, \quad (5.6.15)$$

где коэффициент  $k_{\text{кр}}$  выбирается в пределах (17-21) кг/м<sup>2</sup>;  $S_{\text{кр}}$  – площадь крыла вертолета.

Горизонтальное и вертикальное оперение БВ характеризуется следующими массами:

$$m_{\text{ГО}} = k_{\text{ГО}} S_{\text{ГО}}; \quad m_{\text{ВО}} = k_{\text{ВО}} S_{\text{ВО}}. \quad (5.6.16)$$

Здесь  $S_{\text{ГО}}$  и  $S_{\text{ВО}}$  – площади соответствующих видов оперения. Значения коэффициентов при этих величинах, согласно

работе [1], выбираются из интервалов  $k_{\text{ГО}} \in [5,5; 6,3]$  кг/м<sup>2</sup> и  $k_{\text{ВО}} \in [4,0; 4,6]$  кг/м<sup>2</sup>.

Общая масса оперения БВ, вычисленная с использованием выражений (5.6.16), определяется как:

$$m_{\text{опер}} = m_{\text{ГО}} + m_{\text{ВО}}. \quad (5.6.17)$$

Масса топливной системы БВ вычисляется по формуле:

$$m_{\text{ТС}} = k_{\text{ТС}} m_{\text{Т}}, \quad (5.6.18)$$

где  $m_{\text{Т}}$  – масса топлива, определенная из выражения (5.6.3);  $k_{\text{ТС}}$  – весовой коэффициент, принимаемый равным 0,09.

Масса шасси вертолета определяется как:

$$m_{\text{Ш}} = k_{\text{Ш}} m_{\text{ВЗЛ}}, \quad (5.6.19)$$

где значение коэффициента  $k_{\text{Ш}} = 0,01$  – для ползковых шасси, в основном применяемых для БВ.

Общая масса бортового оборудования (БО) вертолета вычисляется по следующей эмпирической формуле:

$$m_{\text{БО}} = k_{\text{БО}} m_{\text{ВЗЛ}}^{0,6}, \quad (5.6.20)$$

где  $k_{\text{БО}}$  – весовой коэффициент, значение которого равно 2.

Тогда контрольное значение взлетной массы вертолета будет равно:

$$m_{\text{ВЗЛ}}^{\text{КОНТ}} = m_{\text{НВ}} + m_{\text{РВ}} + m_{\text{БУ}} + m_{\text{РНВ}} + m_{\text{РРВ}} + m_{\text{ТР}} + m_{\text{КОР}} + m_{\text{КР}} + m_{\text{опер}} + m_{\text{Т}} + m_{\text{ТС}} + m_{\text{Ш}} + m_{\text{ДВ}} + m_{\text{ПН}}. \quad (5.6.21)$$

Это значение необходимо сравнить со значением  $m_{\text{ВЗЛ}}$ , полученным в Разд. 5.1.

При значительных отклонениях, бóльших (5-10)%, варьируются следующие исходные данные:

- удельная нагрузка на ометаемую площадь НВ;
- окружная скорость конца лопастей НВ и РВ;
- радиус РВ;
- число лопастей НВ и РВ;

- значения коэффициентов, использованных при расчетах массы отдельных узлов и агрегатов вертолета.

### **5.7. Расчет силы лобового сопротивления вертолета**

Данная проектная задача реализуется при предварительном проектировании БВ в случае проведения предпроектных исследований по динамике его полета и оценке требуемого программного управления при эксплуатации будущего изделия [25]. При этом согласно указанной работе при моделировании движения БВ и расчете требуемых управляющих воздействий на вертолет и аэродинамических сил, действующих на него в полете, в основном используется только сила лобового сопротивления, действующая на фюзеляж БВ.

Согласно существующим подходам [5, 15] величина этой аэродинамической характеристики БВ определяется площадью  $S_3$  эквивалентной «вредной» пластинки, которая расположена перпендикулярно набегающему потоку воздуха. При этом предполагается, что пластинка имеет аэродинамическое сопротивление, равное лобовому сопротивлению вертолета.

При этом отмечается, что основной вклад в лобовое сопротивление БВ вносит его фюзеляж.

Коэффициент лобового сопротивления  $c_{x\phi}$  и другие аэродинамические характеристики вертолета наиболее достоверно определяется при его разработке путем продувок модели БВ в аэродинамической трубе, а также путем использования программных комплексов вычислительной аэродинамики, включенных в состав САПР БВ. В качестве таких комплексов можно использовать отечественный комплекс FlowVision и виртуальные аэродинамические трубы AirShaper, XFLR5, ProjectFalcon и др.

При предварительных расчетах для определения коэффициента сопротивления фюзеляжа  $c_{x\phi}$  можно использовать для режима вертикального взлета БВ приближенную формулу вида [1, 5]:

$$c_{x\phi}^{(ВВ)} = c_{xf}^{(ВВ)} \eta_c \frac{S_{ом}}{S_{Гс}} + \Delta c_{x\text{нер}}. \quad (5.7.1)$$

Для режимов горизонтального полета БВ это выражение примет вид:

$$c_{x\phi}^{(ГП)} = k_\alpha c_{xf}^{(ГП)} \eta_c \frac{S_{ом}}{S_{мид}} + \Delta c_{x\text{нер}}. \quad (5.7.2)$$

Здесь  $k_\alpha$  – коэффициент учета изменения сопротивления фюзеляжа от его угла атаки;  $c_{xf}$  – коэффициент сопротивления трения пластинки при заданном числе Рейнольдса;  $\eta_c$  – коэффициент, учитывающий влияние удлинения  $\lambda_\phi$  фюзеляжа на силу его лобового сопротивления;  $S_{ом}$ ,  $S_{мид}$ ,  $S_{Гс}$  – площади омываемой поверхности фюзеляжа, миделя и горизонтального сечения в плане;  $\Delta c_{x\text{нер}}$  – коэффициент сопротивления БВ от неровностей на поверхности его фюзеляжа.

Значения  $\lambda_\phi$ ,  $S_{ом}$ ,  $S_{мид}$  и  $S_{Гс}$  задаются и вычисляются по соответствующим приведенным выше в данной главе формулам.

Для предварительных расчетов можно использовать следующие предположения [1, 5]:

1) принять  $k_\alpha = 1$ , что соответствует значению угла атаки  $\alpha = 0$ ,

2) значения коэффициента  $\Delta c_{x\text{нер}}$  следует выбирать из интервала [0,010; 0,015].

Число Рейнольдса для режима вертикального взлета БВ со скоростью  $V_y$  (м/с) вычисляется по формуле:

$$\text{Re}^{(\text{ВВ})} = \frac{(v_1 + V_y)D_{\text{ф}}}{\mu}. \quad (5.7.3)$$

Для режима горизонтального полета БВ эта формула принимает вид:

$$\text{Re}^{(\text{ГП})} = \frac{V_{\text{max}}D_{\text{ф}}}{\mu}. \quad (5.7.4)$$

Здесь  $v_1$  – индуктивная скорость при взлете БВ (м/с);  $V_{\text{max}}$  – максимальная скорость БВ (м/с);  $D_{\text{ф}}$  – длина фюзеляжа (м);  $\mu = 1,455 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$  – коэффициент кинематической вязкости воздуха на нулевой высоте.

Коэффициенты сопротивления плоской пластины при известном значении числа  $\text{Re}$  определяется по формуле Прандтля следующим образом:

$$c_{xf}^{(\text{ВВ})} = \frac{0,074}{\sqrt[5]{\text{Re}^{(\text{ВВ})}}}; \quad c_{xf}^{(\text{ГП})} = \frac{0,074}{\sqrt[5]{\text{Re}^{(\text{ГП})}}}. \quad (5.7.5)$$

Коэффициент  $\eta_c$  влияния удлинения  $\lambda_{\text{ф}}$  определяется по графику, представленному на Рис. 5.7.

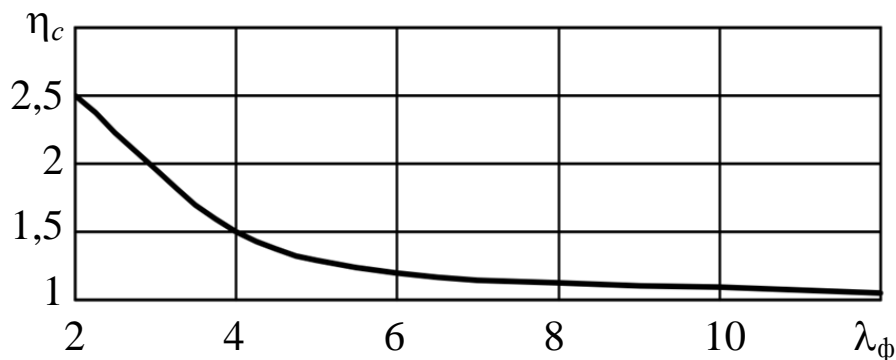


Рис. 5.7

Влияние на сопротивление БВ его хвостовой балки будем считать незначительным.

Отметим, что для использования в составе программного обеспечения САПР БВ зависимости, представленной на Рис. 5.7, ее можно аппроксимировать функцией вида:

$$y = ae^{-b(x-c)}, \quad x \geq c$$

с определением соответствующих значений коэффициентов аппроксимации  $a$ ,  $b$  и  $c$  методом наименьших квадратов [30].

Вычислим для рассматриваемых режимов полета БВ площади эквивалентной «вредной» пластинки:

$$S_{\text{э}}^{(\text{БВ})} = c_{\text{хф}}^{(\text{БВ})} S_{\text{Гс}} + \sum_{j=1}^n c_{\text{х}j} S_j;$$

$$S_{\text{э}}^{(\text{ГП})} = c_{\text{хф}}^{(\text{ГП})} S_{\text{мид}} + \sum_{j=1}^n c_{\text{х}j} S_j,$$
(5.7.6)

где среднестатистические значения коэффициентов  $c_{\text{х}j}$  и перечень учитываемых площадей  $S_j$  для других  $n = 5$  элементов корпуса вертолета, взятые из работ [1, 5, 15], приведены в Табл. 5.5.

Таблица 5.5

Наименование $j$ -го элемента корпуса	Значения коэффициента $c_{\text{х}j}$	Расчетная площадь $S_j$
Несущий винт (НВ) с втулкой, автоматом перекоса с открытыми тягами управления	0,0018-0,0022	Площади, ометаемые несущим винтом
НВ с закрытым обтекателем, автоматом перекоса и тягами управления	0,00145-0,00175	
Рулевой винт (РВ) с втулкой	0,003	Площадь, ометаемая рулевым винтом
Крыло	0,054-0,082	Площадь крыла
Вертикальное (ВО) и горизонтальное (ГО) оперение	0,011-0,015	Площадь ВО и ГО
Полосковое шасси	0,2	Площадь сечения

Максимальное значение силы лобового сопротивления БВ при вертикальном взлете определяется как:

$$X_{\text{БВ}}^{(\text{БВ})} = 0,5\rho(0)(v_1 + V_y)^2 S_{\text{э}}^{(\text{БВ})} . \quad (5.7.7)$$

Максимальное значение силы лобового сопротивления БВ в горизонтальном полете на высоте  $h$  со скоростью  $V_{\text{max}}$  будет равно:

$$X_{\text{БВ}}^{(\text{П})} = 0,5\rho(h)V_{\text{max}}^2 S_{\text{э}}^{(\text{П})} . \quad (5.7.8)$$

Отметим, что при расчетах по этим формулам используются выражения (5.7.1)-(5.7.6).

В следующей главе будет приведен пример определения основных проектных параметров одного из видов БВ, иллюстрирующий применение предлагаемой методики предварительного проектирования вертолета.

## Глава 6. ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИНФОРМАЦИОННОГО БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА ДЛЯ МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ УЧАСТКОВ НЕФТЕ-ГАЗОПРОВОДОВ

В главе предлагается пример предварительного проектирования информационного беспилотного вертолета, предназначенного для круглосуточного контроля участков нефтегазопроводов.

В качестве исходных данных при использовании методики, изложенной в Главе 5, применяются данные, приведенные в Примере 1.1 (см. Табл. 1.1).

Для удобства расчет основных параметров и характеристик проектируемого БВ разбит на отдельные проектные задачи и процедуры, приведенные в Главе 5.

Все вычисления проводились в среде пакета MathCad без округления получаемых результатов.

При расчетах использовались средние значения эмпирических коэффициентов, заданных в предлагаемой методике рекомендуемыми интервалами их изменения.

### 6.1. Взлетная масса вертолета

Применение регрессионных зависимостей (5.1.1) и (5.1.7) дают следующие значения взлетной массы БВ:

$$m_{\text{ВЗЛ}}^{(1)} = 150,886 \text{ кг}; \quad m_{\text{ВЗЛ}}^{(2)} = 48,857 \text{ кг}; \quad m_{\text{ВЗЛ}}^{(3)} = 170,189 \text{ кг}. \quad (6.1.1)$$

Из полученных значений (6.1.1) согласно выражению (5.1.10) получаем, что:

$$m_{\text{ВЗЛ}} = 170,189 \text{ кг}.$$

Сравним это значение с заданным в требованиях Заказчика предельным значением  $m_{\text{ВЗЛ}}^{(\text{пред})}$ , имеем, что:

$$m_{\text{ВЗЛ}} < m_{\text{ВЗЛ}}^{(\text{пред})}.$$

Следовательно, ограничение по взлетной массе разрабатываемого БВ выполняется.

## 6.2. Предельные значения скорости полета и радиуса действия разрабатываемого вертолета

Значение предельной максимальной скорости полета БВ, вычисленное по формуле (5.2.1), будет равно:

$$V_{\max} = 204,362 \text{ км/ч,}$$

что превышает заданное Заказчиком значение  $V_{\max}^{(\text{пред})}$ .

Предельный радиус действия вертолета, вычисленный из предположения, что весь полет БВ осуществляется на максимальной скорости, получен по формуле (5.2.3) и равен:

$$R = 153,272 \text{ км.}$$

Это значение удовлетворяет условию  $R > R^{(\text{пред})}$ .

## 6.3. Высотность выбранного маршевого двигателя вертолета

Изменение значения мощности поршневого двигателя при вертикальном взлете БВ до высоты  $h_{\max} = 1000$  м, рассчитанное по формуле (5.3.1) с шагом  $\Delta h = 500$  м, приведено в Табл. 6.1. График изменения этой мощности показан на Рис. 6.1.

Таблица 6.1.  $N$ , л.с.

$h$ , м	$A(h)$	$N(h)$ , л.с.
0	1	45,00
500	0,940	42,30
1000	0,886	39,87

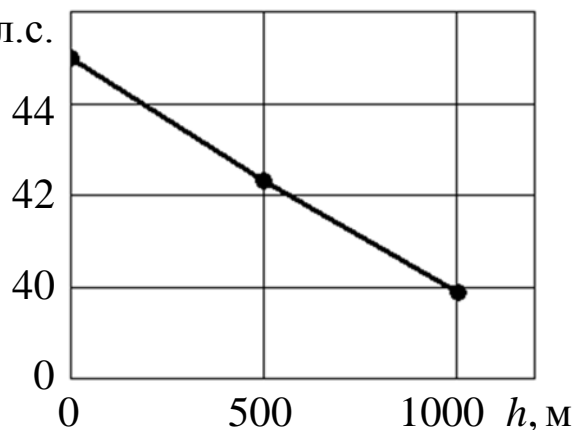


Рис. 6.1

При горизонтальном полете на указанной максимальной высоте  $h_{\max}$  мощность двигателя, определенная по формуле (5.3.2), равна:

$$N(h_{\max}) = 28,352 \text{ л.с.}$$

#### **6.4. Параметры несущей системы разрабатываемого вертолета**

Радиус несущего винта (НВ) вертолета, рассчитанный по формуле (5.4.1) при удельной нагрузке на площадь, ометаемую этим винтом  $p = 210 \text{ Н/м}^2$ , равен:

$$R_{\text{НВ}} = 1,591 \text{ м.}$$

Допустимое значение угловой скорости НВ для легких вертолетов согласно формуле (5.4.2) определяется как:

$$\omega_{\text{НВ}}^{(\text{доп})} = 119,457 \text{ об/с.}$$

Длина хорды лопастей НВ, вычисленная по формуле (5.4.3) при числе его лопастей  $z_{\text{НВ}} = 3$  и коэффициенте заполнения винта  $\sigma_{\text{НВ}} = 0,065$ , будет равна:

$$b_{\text{НВ}} = 0,108 \text{ м.}$$

Тогда относительное удлинение, полученное из выражения (5.4.4), имеет следующее значение:

$$\lambda_{\text{НВ}} = 14,691.$$

Ометаемая НВ площадь, определенная по формуле (5.4.5), равна:

$$F_{\text{НВ}} = 7,948 \text{ м}^2.$$

Радиус рулевого винта (РВ) согласно формуле (5.4.6) будет равен:

$$R_{\text{РВ}} = 0,2981 \text{ м.}$$

Тогда ометаемая РВ площадь, определенная по формуле (5.4.7), составляет:

$$F_{\text{РВ}} = 0,279 \text{ м}^2.$$

Коэффициент заполнения РВ будет равен величине  $\sigma_{рв} = 0,13$ . Тогда длина хорды и относительное удлинение лопастей РВ, рассчитанные из выражения (5.4.9) при числе его лопастей  $z_{рв} = 4$ , имеют следующие значения:

$$b_{рв} = 0,029 \text{ м}; \quad \lambda_{рв} = 9,794.$$

Значения площади и размаха консоли крыла БВ, вычисленные по формулам (5.4.10) и (5.4.11), будут соответственно равны:

$$S_{кр} = 0,286 \text{ м}^2; \quad l_{кр} = 0,342 \text{ м}.$$

Площади вертикального и горизонтального оперений согласно выражениям (5.4.12) имеют следующие значения:

$$S_{во} = 0,644 \text{ м}^2; \quad S_{го} = 0,056 \text{ м}^2.$$

Число оборотов НВ для различных режимов работы двигателя, вычисленное по формуле (5.4.13) при передаточном числе главного редуктора  $i_{гр} = 10$ , имеет следующие значения:

$$n_{НВ}^{(взл)} = 660 \text{ об/с}; \quad n_{НВ}^{(ном)} = 600 \text{ об/с}; \quad n_{НВ}^{(мин)} = 300 \text{ об/с}.$$

При этом значения угловой скорости вращения НВ для этих режимов согласно формуле (5.4.14) соответственно равны:

$$\begin{aligned} \omega_{НВ}^{(взл)} &= 69,115 \text{ мин}^{-1}; \\ \omega_{НВ}^{(ном)} &= 62,832 \text{ мин}^{-1}; \\ \omega_{НВ}^{(мин)} &= 31,416 \text{ мин}^{-1}. \end{aligned}$$

Эти значения не превышают рассчитанного выше допустимого значения  $\omega_{НВ}^{(доп)}$ .

Для расчета угловой скорости вращения РВ используем допустимое значение окружной скорости РВ для легких вертолетов, равное  $U_{рв} = 170 \text{ м/с}$ . Тогда по формуле (5.4.15) получаем, что:

$$\omega_{рв} = 593,794 \text{ с}^{-1}.$$

При этом число оборотов РВ, вычисленное по формуле (5.4.16), будет равно:

$$n_{\text{РВ}} = 5670,312 \text{ об/мин.}$$

Расстояние между осями вращения НВ и РВ, определенное из выражения (5.4.17) при величине зазора между винтами  $\delta = 0,175$  м, равно:

$$L_{\text{НРВ}} = 2,052 \text{ м.}$$

## **6.5. Геометрические характеристики корпуса беспилотного вертолета**

Для расчета геометрических характеристик БВ будем использовать исходные данные, представленные в Примере 1.1 и Главе 3 для поршневого двигателя П-032.

Габариты этого двигателя будет равен:

$$D_{\text{дв}} = 0,820 \text{ м; } Ш_{\text{дв}} = 0,600 \text{ м; } В_{\text{дв}} = 0,500 \text{ м.}$$

Отсюда объем двигателя:

$$v_{\text{дв}} = D_{\text{дв}} \times Ш_{\text{дв}} \times В_{\text{дв}} = 0,246 \text{ м}^3.$$

Объемы компонентов полезной нагрузки имеют следующие значения:

$$v_{\text{сэо}} = 0; \quad v_{\text{куп}} = 0,005 \text{ м}^3; \quad v_{\text{рвм}} = 0,1125 \text{ м}^3; \\ v_{\text{снс}} = 0,0005 \text{ м}^3; \quad v_{\text{икрк}} = 0,012 \text{ м}^3; \quad v_{\text{оэс}} = 0,006126 \text{ м}^3.$$

Тогда общий объем полезной нагрузки будет равен:

$$v_{\text{пн}} = v_{\text{сэо}} + v_{\text{куп}} + v_{\text{рвм}} + v_{\text{снс}} + v_{\text{икрк}} + v_{\text{оэс}} = 0,136126 \text{ м}^3.$$

Таким образом, объем размещаемого оборудования и двигателя БВ, вычисленный по формуле (5.5.5), будет равен:

$$v = 0,497 \text{ м}^3.$$

Размеры фюзеляжа БВ, полученные по формулам (5.5.8), (5.5.9) и (5.5.1), имеют следующие значения:

$$a = 0,905 \text{ м; } b = c = 0,362 \text{ м; } \\ D_{\text{ф}} = 1,810 \text{ м; } Ш_{\text{ф}} = В_{\text{ф}} = 0,724 \text{ м.}$$

Площади миделя фюзеляжа вертолета и его горизонтального сечения в плане согласно формуле (5.5.3) при  $\lambda_{\phi} = 2,5$  соответственно равны:

$$S_M = 0,412 \text{ м}^2; \quad S_{\text{Гс}} = 1,028 \text{ м}^2.$$

Площадь омываемой поверхности фюзеляжа БВ, вычисленная по формуле (5.5.4) при  $\beta = 1,6075$ , имеет следующее значение:

$$S_{\text{пов}} = 3,422 \text{ м}^2.$$

Длина хвостовой балки вертолета согласно соотношению (5.5.11) равна:

$$D_{\text{хб}} = 0,925 \text{ м.}$$

Отсюда длина вертолета, рассчитанная по формуле (5.5.10), будет равна:

$$D_{\text{БВ}} = 2,735 \text{ м.}$$

Ширина БВ без лопастей НВ, определенная по формуле (5.5.12), имеет следующее значение:

$$Ш_{\text{БВ}} = 1,154 \text{ м.}$$

Эта величина с установленными на вертолет лопастями НВ согласно формуле (5.5.13) равна:

$$Ш_{\text{БВ}} = 3,181 \text{ м.}$$

Высота вертолета, вычисленная по формуле (5.5.14) с учетом того, что высота втулки НВ принимается равной  $\Delta V_{\text{вт}} = 0,088 \text{ м}$ , а высота его клирекса  $\Delta V_{\text{кл}} = 0,175 \text{ м}$ , составляет величину:

$$V_{\text{БВ}} = 0,986 \text{ м.}$$

Полученные выше значения габаритных размеров БВ не противоречат условиям вида (5.5.17), которые конкретизируются как:

$$D_{\text{БВ}} < 3,2 \text{ м}; \quad Ш_{\text{БВ}} < 1,2 \text{ м}; \quad V_{\text{БВ}} < 1,5 \text{ м.}$$

Габаритный чертеж БВ с полученными размерами представлен на Рис. 6.2.

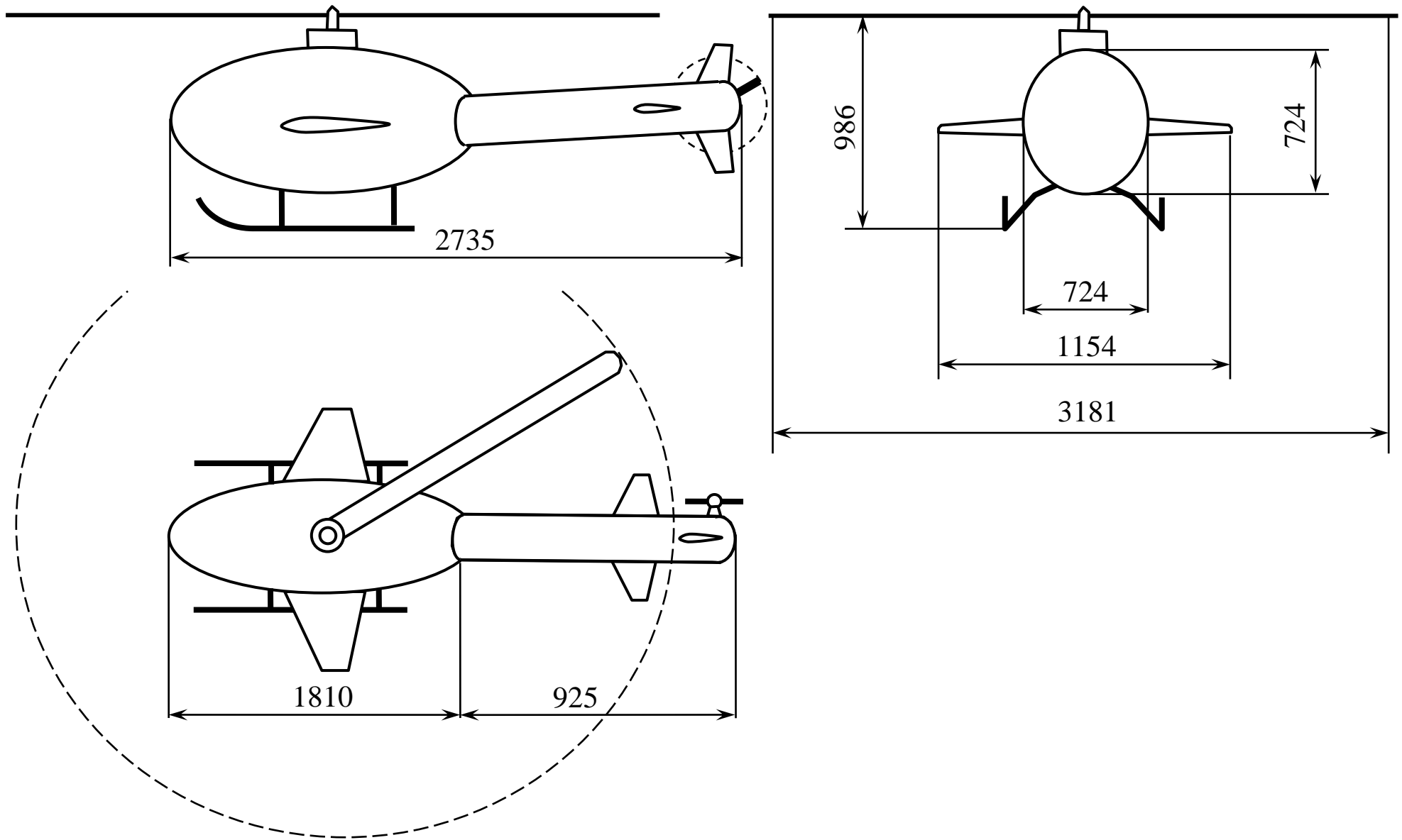


Рис. 6.2

## 6.6. Основные массовые характеристики беспилотного вертолета

Масса несущего винта (НВ), вычисленная по формуле (5.6.1), равна:

$$m_{\text{НВ}} = 1,406 \text{ кг.}$$

Масса системы бустерного управления НВ согласно соотношению (5.6.2) при весовом коэффициенте  $k_{\text{бу}} = 13,2 \text{ кг/м}^3$  составляет величину:

$$m_{\text{бу}} = 0,738 \text{ кг.}$$

Масса бортового запаса топлива согласно формуле (5.6.3) равна:

$$m_{\text{т}} = 12,672 \text{ кг.}$$

Общая масса трансмиссии вертолета, определенная через его взлетную массу  $m_{\text{взл}}$  по выражению (5.6.4), будет равна:

$$m_{\text{тр}} = 14,551 \text{ кг,}$$

а с использованием мощности выбранного двигателя по формуле (5.6.5) составит величину:

$$m_{\text{тр}} = 14,720 \text{ кг.}$$

При этом массы основных агрегатов трансмиссии имеют следующие приведенные ниже значения.

Масса главного редуктора НВ, определенная из соотношения (5.6.6), будет равна:

$$m_{\text{рНВ}} = 8,48 \text{ кг.}$$

Масса хвостового редуктора РВ, вычисленная по соотношению (5.6.7), определяется величиной:

$$m_{\text{рРВ}} = 0,832 \text{ кг.}$$

Массы муфт сцепления и свободного хода согласно выражениям (5.6.8) и (5.6.9) имеют следующие значения:

$$m_{\text{мс}} = 2,56 \text{ кг, } m_{\text{мсх}} = 0,512 \text{ кг.}$$

Масса тормоза НВ согласно формуле (5.6.10) будет равна:

$$m_{\text{ГНВ}} = 0,112 \text{ кг.}$$

Масса вала, соединяющего главный и хвостовой редукторы БВ, имеет следующее значение:

$$m_{\text{вал}} = 14,551 - 12,496 = 2,055 \text{ кг.}$$

Масса рулевого винта, вычисленная по формуле (5.6.11), составляет:

$$m_{\text{рв}} = 0,082 \text{ кг.}$$

Масса фюзеляжа БВ, рассчитанная по формуле (5.6.12) при  $k_{\text{ф}} = 1,96$ , равна:

$$m_{\text{ф}} = 20,796 \text{ кг.}$$

Тогда масса хвостовой балки вертолета согласно соотношению (5.6.13) имеет следующее значение:

$$m_{\text{хб}} = 3,015 \text{ кг,}$$

а общая масса корпуса БВ будет равна:

$$m_{\text{кор}} = 23,812 \text{ кг.}$$

Масса крыла, определенная по формуле (5.6.15) при  $k_{\text{кр}} = 19 \text{ кг/м}^2$ , равна:

$$m_{\text{кр}} = 5,436 \text{ кг.}$$

Горизонтальное и вертикальное оперение БВ характеризуется следующими массами, полученными по формулам (5.6.16) при  $k_{\text{го}} = 5,9 \text{ кг/м}^2$  и  $k_{\text{во}} = 4,3 \text{ кг/м}^2$ :

$$m_{\text{го}} = 0,328 \text{ кг; } m_{\text{во}} = 2,768 \text{ кг.}$$

Тогда общая масса оперения БВ, вычисленная по формуле (5.6.17), составит следующую величину:

$$m_{\text{опер}} = 3,096 \text{ кг.}$$

Масса топливной системы БВ, определенная по формуле (5.6.18) при значении весового коэффициента  $k_{\text{тс}} = 0,09$ , будет равна:

$$m_{\text{тс}} = 1,14 \text{ кг.}$$

Масса шасси вертолета согласно формуле (5.6.19) при коэффициенте  $k_{ш} = 0,01$  имеет следующее значение:

$$m_{ш} = 1,702 \text{ кг.}$$

Общая масса общего бортового оборудования, целевой нагрузки и маршевого двигателя вертолета, вычисленная по формуле (5.6.20) при значении коэффициента  $k_{бо} = 2$ , равна:

$$m_{оцд} = 43,61 \text{ кг.}$$

Используя значения вычисленных массовых характеристик, контрольное значение взлетной массы БВ, полученное по формуле (5.6.21), будет равно:

$$m_{взл}^{\text{КОНТ}} = 123,216 \text{ кг.}$$

Это значение меньше рассчитанного в Разд. 6.1 значения  $m_{взл} = 170,189 \text{ кг.}$

### **6.7. Сила лобового сопротивления разрабатываемого вертолета**

При расчете этой характеристики разрабатываемого БВ используются следующие определенные выше параметры:

$$v_1 = 6,24 \text{ м/с}; \quad V_y = 5 \text{ м/с}; \quad V_{\max} = 150 \text{ км/ч} = 41,67 \text{ м/с.}$$

$$F_{нв} = 7,948 \text{ м}^2; \quad F_{рв} = 0,257 \text{ м}^2; \quad S_{во} = 0,644 \text{ м}^2; \quad S_{го} = 0,056 \text{ м}^2;$$

$$S_{гс} = 1,028 \text{ м}^2; \quad S_{ом} = 9,556 \text{ м}^2; \quad S_{мид} = 1,15 \text{ м}^2;$$

$$d_{ш} = 0,05 \text{ м}; \quad \rho(0) = 1,125 \text{ кг/м}^3; \quad \rho(1000) = 1,112 \text{ кг/м}^3.$$

Вычислим предварительно значения чисел Ренольдса для режимов вертикального взлета и горизонтального полета БВ, используя формулы (5.7.3) и (5.7.4):

$$\text{Re}^{(вв)} = 1,398 \cdot 10^6; \quad \text{Re}^{(гп)} = 5,100 \cdot 10^6.$$

Тогда коэффициенты сопротивления плоской пластины, определенные по формулам (5.7.5), примут следующие значения:

$$c_{xf}^{(вв)} = 4,366 \cdot 10^{-3}; \quad c_{xf}^{(гп)} = 3,371 \cdot 10^{-3}.$$

Коэффициент  $\eta_c$  влияния удлинения  $\lambda_\phi$ , определенный по графику, представленному на Рис. 5.7 при  $\lambda_\phi = 2,5$ , равен значению 2,25.

Значения коэффициентов сопротивления фюзеляжа для режимов вертикального взлета и горизонтального полета вертолета согласно формулам (5.7.1) и (5.7.2) будут равны:

$$c_{x\phi}^{(BB)} = 0,104; \quad c_{x\phi}^{(ГП)} = 0,083.$$

По данным, приведенным в Табл. 5.5, получены с использованием соотношений (5.7.6) следующие значения площадей эквивалентной «вредной» пластинки для рассматриваемых режимов полета вертолета:

$$S_9^{(BB)} = 0,295 \text{ м}^2; \quad S_9^{(ГП)} = 0,284 \text{ м}^2.$$

В этих соотношениях использовалась следующая конкретизация второго слагаемого:

$$\sum_{j=1}^5 c_j S_j = c_{x_{HВ}} F_{HВ} + c_{x_{РВ}} F_{РВ} + c_{x_{КР}} S_{КР} + c_{x_{ОП}} (S_{ВО} + S_{ГО}) + 2c_{x_{Ш}} S_{Ш},$$

где площадь поперечного сечения ползьев шасси при их диаметре, равном  $d_{Ш}$ , вычислялась как:

$$S_{Ш} = \frac{\pi d_{Ш}^2}{4}.$$

Отметим, что все величины  $c_{x_j}$ , заданные в Табл. 5.5 интервалам их изменения, полагались равными их средним значениям.

Максимальное значение силы лобового сопротивления БВ при вертикальном взлете при  $v_1 = 6,24$  м/с;  $V_y = 5$  м/с;  $h = 0$  м и в горизонтальном полете на высоте  $h = 1000$  м со скоростью  $V_{\max} = 41,67$  м/с согласно выражениям (5.7.7) и (5.7.8) будут равны:

$$X_{БВ}^{(BB)} = 20,992 \text{ Н}; \quad X_{БВ}^{(ГП)} = 265,469 \text{ Н}.$$

В работе [24] приведена следующая интервальная оценка значения силы лобового сопротивления  $X$  вертолета в горизонтальном полете:

$$X = (0,1 - 0,2)G,$$

где  $G = mg$  – сила его тяжести.

Используя эту формулу при  $m_{\text{взл}} = 170,189$  кг и  $g = 9,81$  м/с<sup>2</sup>, имеем, что:

$$G = 1669,46 \text{ Н.}$$

Представим приведенную выше оценку силы  $X$  вертолета в виде неравенства:

$$0,1G \leq X \leq 0,2G,$$

которая в нашем случае конкретизируется следующим образом:

$$166,94 \text{ Н} \leq X_{\text{БВ}}^{(\text{гп})} \leq 333,93 \text{ Н.}$$

Из полученного выше результата следует, что величина  $X_{\text{БВ}}^{(\text{гп})}$  принадлежит указанному интервалу. Это говорит о достоверности предложенного метода расчета силы лобового сопротивления БВ.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Задачи предварительного проектирования беспилотных вертолетов, решение которых позволяет сформировать на основе предварительных требований Заказчиков оценки их основных параметров, являются важнейшим этапом предпроектных исследований будущих образцов.

Следует отметить, что таким задачам «завязки» проекта с анализом выполнения требований Заказчика незаслуженно мало внимания уделяется в настоящее время в разработке методов создания беспилотной авиационной техники и, в частности, образцов БВ различного назначения.

Кроме этого, актуальной задачей является сбор подробных статистических данных по существующим образцам зарубежных и отечественных БВ, аналогичных данным по пилотируемым вертолетам, приведенных выше в методах И.П. Братухина и ХАИ.

В данной работе сделана попытка ликвидации первого из этих недостатков.

Автор отдает себе отчет в том, что предложенный в книге подход к предварительному проектированию БВ обладает определенной неполнотой и надеется, что он может явиться базой для последующего развития другими специалистами по беспилотной вертолетной технике новых более глубоких и обоснованных методов предварительного проектирования этого важного и перспективного вида беспилотной авиационной техники.

## 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. *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.
4. *Братухин И.П.* Проектирование и конструкция вертолетов. – М.: Оборонгиз, 1955. – 363 с.
5. *Проскурин В.Д.* Расчет параметров вертолета на этапе предварительного проектирования. – Оренбург: Изд-во Оренбургского госуниверситета, 2014. – 199 с.
6. Авиационные поршневые двигатели XXI века [Электронный ресурс] [http://www.ciam.ru/press\\_cente](http://www.ciam.ru/press_cente).
7. *Жданов И.А., Штаудахер С., Фалалеев С.В.* Проблемы и перспективы развития микрогазотурбинных двигателей для беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского гос. аэрокосмического университета (СГАУ) им. С.П. Королева, 2011, №3(27). – С. 345-353.
8. *Богданов Ю.С., Михеев Р.А., Скулков Д.Д.* Конструкция вертолетов. – М.: Машиностроение, 1990. – 272 с.

9. *Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А.* Вертолеты. Расчет и проектирование. Кн. 1. Аэродинамика. Под ред. М.Л. Миля. – М.: Машиностроение, 1966. – 480 с.

10. *Королев Е.В., Жамалов Р.Р.* Аэродинамическое сопротивление плохобтекаемых тел // Вестник Нижегородского государственного инженерно-экономического института, 2011, №1-2. – С. 61-76.

11. *Кривцов В.С., Карнов Я.С., Лосев Л.И.* Проектирование вертолетов. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – 344 с.

12. *Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С.* Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. – М.: Машиностроение, 1976. – 368 с.

13. *Михеев Р.А.* Прочность вертолетов. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.

14. *Михайлов С.А., Неделько Д.В., Шувалов В.А.* Вопросы проектирования и прочностного расчета ползкового шасси вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 1999. № 4. – С. 16-19.

15. *Вильдгрубе Л.С.* Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. – М.: Машиностроение, 1977. – 152 с.

16. *Моисеев В.С.* Комплексы бортового оборудования перспективных беспилотных вертолетов. – Казань: РИЦ «Школа», 2021. – 248 с. (Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»)

17. *Моисеев В.С.* Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов. – Казань: РИЦ «Школа», 2020. – 284 с. (Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»)

18. *Ерохин Е.* Российские поршневые двигатели для легкой авиации и БЛА // *Взлет*, №11, 2015. – С. 14-21.

19. *Осипов И.В., Ломазов В.С.* Разработка малоразмерных ГТД на базе унифицированного газогенератора // *Авиационные двигатели*, №4(5), 2019. – С. 11-18.

20. *Черкасов А.Н., Легконогих Д.С., Зиненков Ю.В., Попов С.Ю.* Двигатели для отечественных беспилотников: прошлое, настоящее и будущее. // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, т. 17. – С. 127-137.

21. *Бочаров А.С., Царев Н.В., Шурупов В.В.* Особенности построения электроэнергетических комплексов беспилотных летательных аппаратов большой продолжительности полета. Актуальные проблемы и перспективные направления развития комплексов авиационного оборудования / Сб. науч. статей по материалам IV Всероссийской науч.-практ. конф. «Академические Жуковские чтения». – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2017. – С. 39-46.

22. Системы оборудования летательных аппаратов. Под ред. А.М. Матвиенко. – М.: Машиностроение, 2005. – 558 с.

23. *Моисеев В.С.* Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами. – Казань: Республиканский центр мониторинга качества образования, 2013. – 768 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

24. *Базов Д.М.* Аэродинамика вертолета. – М.: Транспорт, 1972. – 184 с.

25. *Моисеев В.С.* Динамика полета и управление беспилотными летательными аппаратами. – Казань, РИЦ «Школа»,

2017. – 416 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

26. *Подиновский В.К., Ногин В.Д.* Паретооптимальные решения многокритериальных задач. – М.: Наука, 1982. – 255 с.

27. *Ногин В.Д.* Принятие решений в многокритериальной среде. – М.: Физматлит, 2004. – 176 с.

28. *Керков В.Г., Скабаров М.М.* Методика оценки влияния маскирующих свойств местности на эффективность обнаружения наземных объектов бортовыми РЛС в динамике конфликта // Журнал радиоэлектроники, №6, 2001. – 9 с. [Электронный ресурс] <http://jre.cplire.ru/jre/jul01/3/text.html>.

29. *Николаев С.В.* Определение в испытаниях вероятности обнаружения наземных объектов с борта летательного аппарата // Научный вестник МГТУ ГА, т. 20, №05, 2017. – С. 131-144.

30. *Вентцель Е.С.* Теория вероятностей. – М.: Юстиция, 2018. – 658 с.

31. *Власов Л.А.* Конструкции авиационных средств поражения. Под ред. М.Я. Водопьянова. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2004. – 123 с.

## **ПРИЛОЖЕНИЕ**

Параметры и характеристики  
некоторых современных  
зарубежных беспилотных вертолетов

В работе [1] был приведен обзор существующих образцов беспилотных вертолетов, разработанных до начала 2000-х годов. В данном приложении представлены по сведениям специализированных Web-сайтов внешний вид, параметры и характеристики некоторых образцов зарубежных БВ сверхлегкого, легкого и среднего классов, выпущенных в интервале 2005-2015 г.г., и их маршевых двигателей.

**Сверхлегкий беспилотный вертолет Black Eagle 50** (Рис. П.1) предназначен для наблюдения за наземной обстановкой и целеуказания обнаруженных объектов.



Рис. П.1

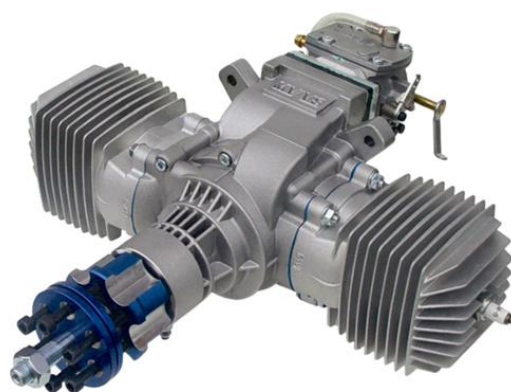


Рис. П.2

Вертолет разработан компанией Seadicopter (Израиль). Фюзеляж БВ выполнен из легких композиционных материалов [1] и имеет полностью автономную систему управления с навигацией на базе спутниковой системы GPS.

Взлет и посадка этого БВ производится в автоматическом, полуавтоматическом и ручном режимах.

Основные параметры вертолета:

- масса . . . . . 35 кг;
- масса полезной нагрузки . . . . . 3 кг;
- длина БВ . . . . . 2,3 м;
- диаметр несущего винта . . . . . 2 м;
- продолжительность полета . . . . . 3 ч.

Вертолет оснащен двухцилиндровым поршневым двигателем MVVS 116 (Чехия) (Рис. П.2), работающим на автомобильном бензине АИ-95. Двигатель имеет массу 3 кг и номинальную мощность 11 л.с.

**Беспилотный вертолет AeroDreams Chi-7** разработан фирмой AeroDreams (Аргентина) на базе двухместного пилотируемого вертолета Heli-Sport Ch-7. Общий вид БВ представлен на Рис. П.3.



Рис. П.3

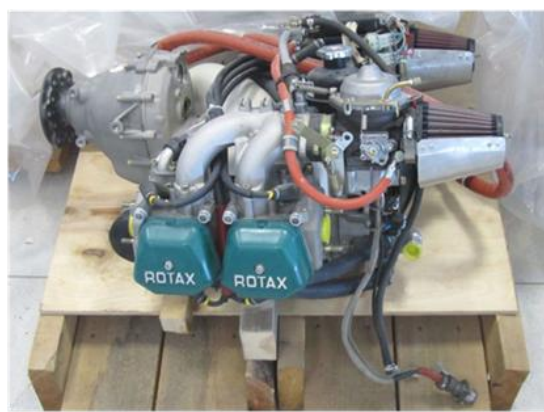


Рис. П.4

Вертолет может выполнять в зависимости от установленной полезной нагрузки различные задачи при полетах на малой высоте и в условиях пересеченной местности, а также применяться на морских судах.

Состав целевого оборудования БВ:

- телевизионная (ТВ) система;
- ИК-система;
- система FLIR;
- система SAR;
- система LIDAR;
- система опыления растений.

Всего было произведено 400 единиц этого вертолета, часть которых были поставлены на экспорт.

## Основные параметры и характеристики БВ:

- максимальная взлетная масса . . . . . 450 кг;
- диаметр несущего винта. . . . . 6 м;
- диаметр рулевого винта . . . . . 1,1 м;
- длина корпуса . . . . . 7,15 м;
- масса конструкции . . . . . 220 кг;
- масса полезной нагрузки . . . . . 230 кг;
- максимальная скорость подъема . . . . . 8 м/с;
- максимальная скорость горизонтального полета 190 км/ч;
- крейсерская скорость полета . . . . . 130 км/ч;
- продолжительность полета . . . . . 8-10 ч;
- практический потолок . . . . . 4500 м.

Вертолет оснащен поршневым двигателем Rotax 9.2 (Рис. П.4) массой 60 кг и с номинальной мощностью 100 л.с.

**Беспилотный вертолет MQ-8 Fire Scout** (Рис. П.5) был создан на базе конструкции пилотируемого вертолета Schweizer американской фирмой Schweizer USA.



Рис. П.5

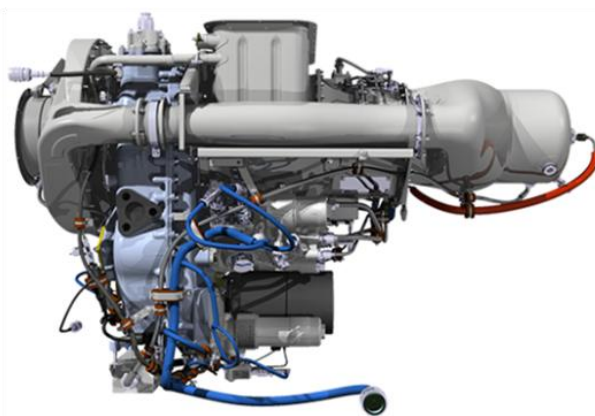


Рис. П.6

В состав целевого оборудования этого БВ входят ТВ и ИК системы и лазерный дальномер. Установка на вертолет высокоточных ракет класса Hellfire позволяет использовать его в разведывательно-ударном варианте.

В США на апрель 2014 г. на вооружении ВМС насчитывалось 28 ед. БВ MQ-8В и были заказаны еще 5 ед. вертолета MQ-8С.

Вертолет имеет следующие модификации:

- RQ-8А с трехлопастным несущим винтом ;
- MQ-8В с четырехлопастным НВ;
- MQ-8С на базе конструкции вертолета Bell 407.

Параметры и характеристики БВ:

- длина . . . . . 6,98 м;
- высота. . . . . 2,87 м;
- взлетная масса . . . . . 1157 кг;
- диаметр НВ . . . . . 8,38 м;
- максимальная скорость . . . . . 205 км/ч;
- практический потолок . . . . . 6096 м;
- практическая дальность полета. . . 177 км;
- продолжительность полета . . . . . 4 ч.

Вертолет оснащен турбовальным ГТД Rolls-Rouce 250 массой 60 кг и мощностью 300 л.с., представленным на Рис. П.6.

Приведенные выше образцы вертолетов могут быть использованы для анализа параметров, характеристик и конструкции разрабатываемых БВ и, в частности, для конструкции ползковых шасси.

НАУЧНОЕ ИЗДАНИЕ

**Виктор Сергеевич Моисеев,  
Лия Тагирджановна Моисеева**

**МЕТОДЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО  
ПРОЕКТИРОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**

Подписано к печати 11.02.2022

Формат 60x84<sup>1/16</sup>. Бумага офсетная.

Гарнитура «Times». Печать ризографическая.

Усл. печ. 12,26 л. Печ. 13,19 л. Тираж 100 экз. Заказ № 7.

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

ISBN 978-5-00162-552-0



9 785001 625520