

В. С. МОИСЕЕВ

**СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ
БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**



**Казань
2020**

Посвящается памяти
основоположника советского
авиадвигателестроения
академика АН СССР
Бориса Сергеевича Стечкина
(1891-1969)

В.С. МОИСЕЕВ
СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ
БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ



Казань 2020

УДК 629.735-579

ББК 39.54:39.56

М 74

Редактор серии:

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

Моисеев В.С.

М 74 Силовые установки перспективных беспилотных вертолетов. – Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. 284 с. (Серия «Современная беспилотная вертолетная техника»).

ISBN 978-5-00162-147-8

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.

УДК 629.735-579

ББК 39.54:39.56

© Моисеев В.С., 2020

© РИЦ «Школа», 2020

ISBN 978-5-00162-147-8

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА СЕРИИ.....	5
ВВЕДЕНИЕ.....	8
Глава 1. ДВИГАТЕЛИ СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ.....	10
1.1. Определение и классификация силовых установок беспилотных вертолетов.....	10
1.2. Вертолетные газотурбинные двигатели.....	13
1.3. Поршневые двигатели.....	20
1.4. Электрические двигатели	39
Глава 2. ОБЩАЯ ЗАДАЧА ВЫБОРА МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА.....	53
2.1. Расчеты потребной мощности для движения беспилотного вертолета.....	53
2.2. Формирование множества возможных вариантов двигателей для разрабатываемого беспилотного вертолета.....	66
2.3. Многокритериальный выбор оптимального двигателя беспилотного вертолета	71
Глава 3. ТЕПЛОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ.....	84
3.1. Характеристики внешней среды эксплуатации двигателей беспилотных вертолетов.....	85
3.2. Анализ применения тепловых двигателей в силовых установках беспилотных вертолетов.....	94
3.3. Системы питания тепловых двигателей беспилотных вертолетов	107
3.4. Нагрев и охлаждение поршневых двигателей беспилотных вертолетов	125
3.5. Управление тепловыми двигателями беспилотных вертолетов	135

Глава 4. СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ НА БАЗЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ.	151
4.1. Структура и классификация электрических силовых установок беспилотных вертолетов	152
4.2. Оптимальный выбор маршевого электродвигателя для силовой установки беспилотных вертолетов	159
4.3. Системы аккумуляторного питания маршевого электродвигателя силовой установки беспилотных вертолетов	169
4.4. Перспективные системы питания электрических силовых установок на базе топливных элементов	181
4.5. Нагрев и охлаждение элементов электрической силовой установки беспилотного вертолета	204
4.6. Управление маршевым электродвигателем беспилотного вертолета.....	233
Глава 5. ПРИМЕНЕНИЕ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ	243
5.1. Краткая характеристика РДТТ.....	244
5.2. Основные этапы и задачи проектирования РДТТ	251
5.3. Формирование предварительных оценок основных параметров стартовых двигателей и тепловых имитаторов целей перспективных беспилотных вертолетов	260
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	274
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	276

ПРЕДИСЛОВИЕ РЕДАКТОРА СЕРИИ

В настоящее время беспилотная вертолетная техника является актуальным направлением развития авиационной науки и техники. На высокую эффективность применения 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 военных и гражданских задач. Этот существенный пробел предполагается начать устранять путем издания книг серии «Современная беспилотная вертолетная техника», в которой будут рассмотрены следующие вопросы:

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

В данной серии в 2019-2020 г.г. 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.

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

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.

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.

ВВЕДЕНИЕ

Силовая установка любого ЛА является одним из его основных бортовых комплексов.

Анализ публикаций по беспилотной вертолетной технике показал практически полное отсутствие методик выбора двигателя вертолета, как главного элемента его силовой установки.

В данной работе, исходя из ограничений на высоты (до 1500-2000 м.), скорости (150-200 км/ч) и массы (до 500-1000 кг), применения оригинальных беспилотных вертолетов (БВ) и, главное, из требования минимальной стоимости производства и эксплуатации этого вида БЛА, предлагается применять на перспективных вертолетах поршневые и электрические двигательные установки. Для БВ, которые являются модернизацией пилотируемых вертолетов, используются их штатные ГТД.

В связи с практически полным развалом предприятий авиационной промышленности, разрабатывавших и производимых поршневые двигатели, а также предприятий – производителей авиационного бензина предлагается использовать с соответствующей доработкой отечественные автомобильные двигатели внутреннего сгорания.

Такой подход повторяет историю развития авиационных двигателей, когда на смену паровой машине на самолете Можайского пришел автомобильный двигатель самолета братьев Райт.

Аналогичный подход относится к электрическим силовым установкам БВ, в которых предлагается использовать электродвигатели для электромобилей, доработанные и производимые в РФ.

Предтечей электрификации беспилотной вертолетной техники является проект «электролета» известного русского

электротехника А.Н. Лодыгина (1847-1923), предложенный им в 70-е годы XIX века, но отторгнутый царским правительством.

Приведенные подходы к развитию беспилотной вертолетной техники полностью соответствуют диалектическому принципу развития техники, выражаемому высказыванием «К старому на более высоком уровне».

Автор благодарит д.т.н., проф. Глебова Г.А. за предоставленные материалы и консультации, а также к.т.н., доц. Моисееву Л.Т. за большой труд по оформлению текста этой книги.

Глава 1. ДВИГАТЕЛИ СУЩЕСТВУЮЩИХ И ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

Двигатели беспилотных вертолетов (БВ), которые являются главным элементом силовых установок, обеспечивающих их требуемое поступательное движение.

Анализ доступных работ показал практически полное отсутствие в настоящее время описания типов двигателей, применяемых на существующих БВ. Исключениями являются работы [1, 2, 3], где в двух последних книгах даны общие материалы по существующим двигательным установкам БЛА кроме турбовальных двигателей (ТРД), которые можно использовать в беспилотной вертолетной технике. Кроме этого, следует отметить практически полное отсутствие методик выбора типа двигателя для проектируемого БВ. В работе [2] приведен очень краткий подход к решению этой важной задачи.

В данной главе в связи с основным требованием минимальной стоимости БВ, в отличие от пилотируемых вертолетов, основной акцент в их силовых установках делается на поршневые и электрические двигатели. Для улучшения взлетных характеристик БВ и для эксплуатации авиационных ложных целей на их базе [1] обсуждаются вопросы применения в силовых установках вертолетов вспомогательных реактивных двигателей твердого топлива (РДТТ).

1.1. Определение и классификация силовых установок беспилотных вертолетов

Под *силовой установкой* (СУ) беспилотного вертолета (БВ) понимается бортовой комплекс, включающий в себя следующие компоненты:

- двигатель с редуктором и арматурой их крепления;

- система питания двигателя;
- система охлаждения;
- система управления режимами работы агрегатов и систем СУ, обеспечивающие требуемые параметры и характеристики управляемого полета вертолета.

Силовые установки БВ должны удовлетворять следующим основным требованиям, сформулированным в работе [4]:

1. Удобный подход к их элементам для демонтажа и монтажа в процессах ремонта и технического обслуживания.
2. Нормальное охлаждение двигателя на всех режимах полета вертолета в любое время года.
3. Эффективная амортизация вибраций двигателя элементами арматуры СУ.
4. Требуемые уровни прочности для всех режимов полета БВ.

В этой работе подробно рассмотрены достоинства и недостатки различных вариантов размещения СУ одновинтовых вертолетов с поршневыми двигателями.

Отмечается, что положение двигателя в фюзеляже вертолета, как основного элемента СУ, определяется требованиями по его эффективному охлаждению и выбору наиболее рациональной схемы трансмиссии.

Принципиальная схема и облик СУ существенно зависят от типа применяемого двигателя. Как следует из обзора, приведенного в работе [1], в настоящее время на БВ устанавливают следующие типы двигателей:

- газотурбинные (турбовальные) двигатели;
- поршневые двигатели;
- электрические двигатели.

Область применения каждого из этих типов двигателей определяется уровнем соответствия потребностей и возможностей двигателя БЛА, который оценивается следующими основными требованиями [1, 2]:

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

На Рис. 1.1 приведена существующая классификация силовых установок (СУ) БВ, которые подразделяются на вертолеты оригинальных образцов и беспилотные варианты пилотируемых вертолетов (см. обзор в работе [1]).



Рис. 1.1

По данным работ [1, 2] основным двигателем СУ существующих оригинальных БВ одновинтовой и сосной схем являются поршневые двигатели, которыми оснащены порядка

52% образцов таких вертолетов. Порядка 37% приходится на СУ на базе вертолетных газотурбинных двигателей (ГТД) и 11% – на установки на базе электродвигателей (ЭД).

Гибридные СУ (ГСУ) включают в себя поршневой двигатель, вращающий бортовой генератор, который обеспечивает работу маршевого ЭД вертолета [1]. Общие структуры ГСУ электромобилей, которые можно использовать в СУ БВ, приведены в монографии [50]. Примером такой вертолетной ГСУ является разработка, описанная в работе [5].

Отметим, что в составе СУ всех типов перспективных БВ предлагается использовать при их вертикальном взлете стартовые двигатели (СД) на базе РДТТ [1, 3, 6], которые сбрасываются после достижения требуемой высоты дальнейшего полета вертолета.

В последующих разделах данной главы будут более подробно рассмотрены конструктивные особенности и перспективы применения в беспилотной вертолетной технике газотурбинных, поршневых, электрических и твердотопливных реактивных двигателей.

1.2. Вертолетные газотурбинные двигатели

В настоящее время основным типом двигателя для СУ пилотируемых вертолетов является турбовальный ГТД [7, 8]. Соответственно опыт их применения переносится и на беспилотную вертолетную технику [1, 2]. Последнее касается как разработки оригинальных образцов БВ, так и модернизации пилотируемых вертолетов в беспилотные варианты [1].

Вертолетные ГТД по способу отбора мощности на их выходной вал подразделяются на *одно- и двухвальные двигатели со свободной силовой турбиной*. Для одновальных ГТД суще-

ствуется два способа вывода вала отбора мощности – вперед и назад [8].

Схема вертолетного ГТД со свободной турбиной представлена на Рис. 1.2.

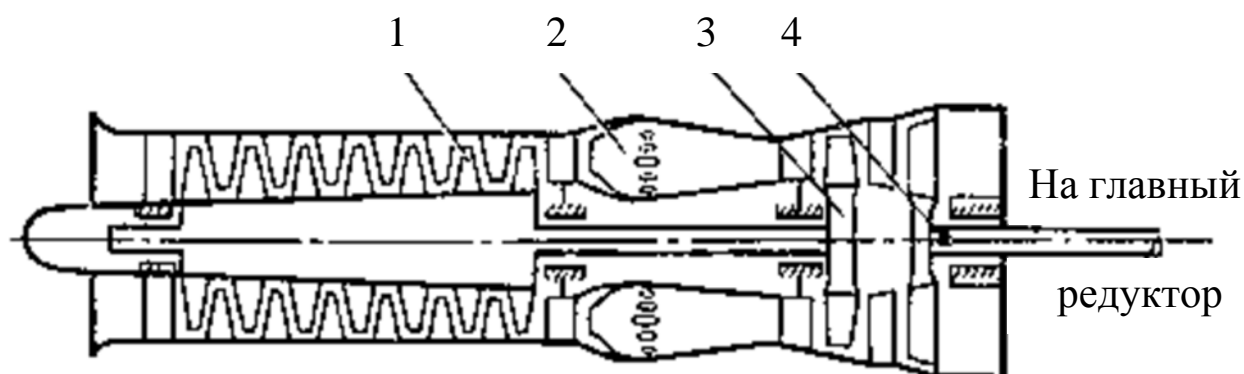


Рис. 1.2

На этом рисунке: 1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – турбина для привода компрессора; 4 – свободная турбина.

Известно [10], что в случае двухвальных двигателей вся полезно используемая тепловая энергия преобразуется в свободной турбине в механическую работу. Выходное устройство такого двигателя выполняется в виде диффузора, который уменьшает потери кинетической энергии при выхлопе газов. Статическое давление и температура рабочего тела в выходном устройстве повышается, а скорость истечения выхлопных газов снижается.

Особенностью турбовальных двигателей (ТВД) со свободной турбиной является тот факт, что ее вращение через главный редуктор передается на вал несущего винта вертолета и через трансмиссию на его рулевой винт [8, 9]. Такие двигатели имеют более сложную конструкцию, чем турбореактивные двигатели (ТРД), создающую силу тяги за счет реактивной силы потока, вытекающего из его сопла. Последние применяются в силовых установках БЛА самолетных схем [2].

К настоящему времени существуют три поколения вертолетных ГТД, описанных в работе [8]. В этой же работе приведены различные типы ТВД и перспективы их развития.

Вертолетные ГТД имеют следующие режимы эксплуатации [8]:

1. *Взлетный режим*, который используется для взлета и висения вертолета при повышенной температуре воздуха или его перегрузке, и который занимает не более 5 мин.

2. *Номинальный режим* для взлета и висения в нормальных условиях, а также при полетах с повышенной скоростью или с увеличенной скороподъемностью вертолета. Продолжительность непрерывной работы двигателя на этом режиме составляет 30-60 мин, а развиваемая мощность равна 85-90% взлетной мощности.

3. *Крейсерские режимы*, которые используются для нормальных полетов и не имеют фиксированную продолжительность. При этом мощность на максимальном из таких режимов не превышает 90% мощности предыдущего режима, а на минимальном крейсерском режиме – 15% такой мощности.

4. *Режим малого газа (МГ)*, в котором различают два подрежима:

4.1. *Земной МГ*, который обеспечивает минимальный установившийся режим работы ТВД при нулевой скорости полета вертолета. Этот режим составляет 5-10% взлетной мощности двигателя.

4.2. *Полетный МГ* имеет несколько большую мощность, чем предыдущий режим, т.к. он должен обеспечивать заданное значение времени полной *приемистости двигателя*.

Под этой характеристикой ТВД понимается время, необходимое в полете для перехода от режима полетного МГ до

взлетного режима работы двигателя. На режиме полетного МГ мощность его работы не должна превышать 10-12% взлетной мощности. В противном случае будет невозможным быстрое снижение вертолета.

Отметим, что в беспилотной вертолетной технике могут применяться одно- и двухдвигательные СУ на базе ТВД.

Этот тип двигателя описываются следующими характеристиками [8, 9, 15]:

Дроссельная характеристика – зависимость эквивалентной мощности $N_{\text{экв}}$, удельного расхода топлива и температуры газов за турбиной от частоты вращения, расхода топлива или угла поворота рычага управления двигателем (РУД).

Высотно-скоростная характеристика – семейство зависимостей мощности и удельного расхода топлива от скоростей полета для различных высот при различных положениях РУД.

При разработке и выборе двигателя для вертолета используются следующие характеристики ТВД [1, 7, 8]:

- мощность на валу редуктора:

$$N_{\text{вн}} = N_{\text{в0}} / (p_{\text{н}} / p_0) \sqrt{T_{\text{н}} / T_0}; \quad (1.2.1)$$

- удельная масса двигателя:

$$\bar{m}_{\text{дв}} = m_{\text{дв}} / N_{\text{вн}}; \quad (1.2.2)$$

- массовый расход топлива:

$$m_{\text{тн}} = m_{\text{т0}} / \left(\frac{p_0}{p_{\text{н}}} \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{н}}}} \right); \quad (1.2.3)$$

- удельный расход топлива:

$$c_{\text{еН}} = m_{\text{тн}} / N_{\text{вн}}; \quad (1.2.4)$$

В приведенных формулах использованы следующие обозначения: p_0 , T_0 – давление и температура воздуха на уровне

Земли; p_H , T_H – давление и температура воздуха на высоте H ; $m_{дв}$ – масса двигателя; $m_{т0}$ – начальный запас топлива на борту вертолета.

Соотношения для расчета функций p_H и T_H от высоты H приведены в Разд. 3.1 данной книги.

В работе [11] отмечается, что для тяжелых БВ с взлетной массой от нескольких тонн и выше ТВД имеют лучшие значения тяговооруженности, надежности и других эксплуатационных характеристик.

Для малых и средних БВ поршневые и электродвигатели составляют серьезную конкуренцию малоразмерным ТВД [8] за счет их низкого коэффициента полезного действия (не более 17%), который служит основным критерием эффективности вертолетных ГТД.

В этой работе утверждается, что, несмотря на столь низкое значение этого коэффициента, малоразмерные ТВД имеют такие положительные свойства как многорежимность и высокую приемистость.

В статье [12] 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 статье [25] 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 и микро-ТВД, для непосредственного использования в силовых установках оригинальных БВ.

Примером отечественного малоразмерного ТВД является серийный двигатель ГТД-350 [8, 30], разработанный в СССР для вертолета Ми-2 и подробно рассмотренный в Главе 3 настоящей работы.

Из современных малоразмерных ГТД можно указать на разрабатываемый ОАО «Аэросила» турбовальный ГТД-250 «Роллер» для перспективных БВ, конструктивная схема которого с габаритами 825×450×450 мм приведена в статье [25].

В работе [7] приведены характеристики зарубежных малоразмерных ТВД 60-х годов XX века мощностью 230-400 л.с. и вполне приемлемой для БВ массой 50-70 кг. Отсутствие таковых в СССР и РФ объясняется повсеместным «увлечением» Центрального института авиационного моторостроения (ЦИАМ) мощными вертолетными ГТД для пилотируемых вертолетов [86]. В последнее время ЦИАМ приступил к исследованиям по малоразмерным ГТД, в том числе ТВД для вертолетов массой 3500-5000 кг [25, 87].

Применение в качестве двигателей для БВ вспомогательных силовых установок (ВСУ) вертолетов среднего и тяжелого классов [8, 10] является проблематичным. Кроме того, даже при их использовании можно указать на значительную стоимость ГТД, которая в 8-10 раз превышает стоимость эквивалентных им поршневых двигателей (ПД) [13].

Вертолетные ГТД имеют ряд существенных недостатков, связанных с условиями их эксплуатации. К таким недостаткам относятся [7, 8]:

1°. *Попадание части выхлопных газов на вход ТВД, происходящее на режиме висения вертолета вблизи Земли и при работе двигателя на старте при наличии ветра.*

2°. *Влияние общего повышения температуры окружающего воздуха, которое приводит к снижению максимальной мощности двигателя.*

3°. *Воздействие тепловой волны при стрельбе боевых вертолетов реактивными снарядами и при полете противопожарных вертолетов на малой высоте над зоной пожара.*

4°. *Влияние повышенной влажности воздуха и попадания воды в двигатель при дожде, снеге и граде, которые снижают удельный расход топлива и могут привести к его самовыключению.*

Отметим, что при эксплуатации ТВД в морских условиях вместе с водой в двигатель поступают и свободные частицы соли. Для ликвидации ее отложений, приводящих к снижению КПД двигателя, увеличению удельного расхода топлива и в некоторых случаях к возникновению помпажа [9], производится периодическая промывка морских ТВД горячей водой с эмульсиями после каждого летного дня.

5°. *Воздействие песка и пыли* в результате естественных причин и при длительной работе вблизи земной поверхности, вызывающее изнашивание и разрушение компрессора ТВД и опасность его помпажа.

6°. *Неравномерность поля скоростей на входе* в ТВД, возникающая при полетах вертолета с большими углами атаки (до $\pm 90^\circ$) и скольжения (до $\pm 180^\circ$ при его обдуве ветром на месте), вызывающая срыв входного потока воздуха в двигатель.

На наш взгляд, для массового производства оригинальных БВ с указанными выше основными ЛТХ, которые должны иметь минимальную стоимость, применение ТВД является экономически нецелесообразным. Такое же мнение было высказано М.Л. Милем в классической работе [14], когда он обосновывал применение поршневых двигателей еще на заре советского вертолетостроения и реактивной эры. Вертолетные ГТД будут использоваться в СУ беспилотных вариантов существующих пилотируемых вертолетов различного назначения.

1.3. Поршневые двигатели

В работе [11] отмечается, что стоимость часа эксплуатации перспективных авиационных поршневых двигателей в несколько раз меньше, чем у газотурбинных двигателей.

Данный тип двигателей относится к классу тепловых двигателей внутреннего сгорания (ДВС) [84 и др.]. В составе таких двигателей выделяют *поршневые* и *роторные* двигатели. Наибольшее распространение в силовых установках существующих БЛА с взлетной массой до одной тонны [11] получили поршневые двигатели (ПД) следующих типов [1, 2, 16, 17]:

- *бензиновые* (с воспламенением от различных видов зажигания);

- *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).

Качество подготовки топливовоздушной смеси повышают путем установки 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 применяют поршни со специальной профилированной верхней частью [85], которая способствует лучшему перемешиванию компонентов топливовоздушной смеси так, что горение в цилиндре происходит равномерно и последовательно.

Поршневые двигатели с воспламенением от сжатия (*дизельные двигатели*) являются самыми экономичными за счет значительно меньшего расхода топлива по сравнению с бензиновыми двигателями и вертолетными ГТД [11]. Принципиальное отличие их от бензиновых двигателей состоит 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 дизелях применяют низ-

кооктановые сорта тяжелого топлива (авиационный керосин, солярное масло и др.), которые в настоящее время значительно доступнее, чем авиационный бензин [11].

Топливная эффективность дизельных двигателей пропорциональна величине степени сжатия – чем больше степень сжатия, тем выше их топливная эффективность. Отсюда следует, что конструкция двигателя должна быть более прочной и, соответственно, более тяжелой. Для исключения последнего недостатка современные авиационные дизельные двигатели предлагается изготавливать из высокопрочных алюминиевых сплавов и композитных материалов [11].

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 роторно-поршневой авиационные двигатели.

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

- воздушного охлаждения;
- жидкостного охлаждения;
- комбинированного (жидкостно-воздушного) охлаждения.

По организации рабочего цикла ПД делятся на *двухтактные и четырехтактные* двигатели.

Теоретически при одинаковом объеме цилиндра двухтактный двигатель должен быть в два раза мощнее, чем четы-

рехтактный, 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 – меньший расход топлива за счет полного сгорания в цилиндре и меньший уровень 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 впрыска топлива топливная эффективность повышается на 20-30%.

Роторно-поршневой двигатель (РПД) является развитием классического двигателя внутреннего сгорания. Его особенность состоит в применении вращающегося ротора (поршня), размещенного внутри цилиндра, поверхность которого выполнена по эпитрохоиде [1, 2, 3].

Такая конструкция позволяет осуществить четырехтактный цикл без применения специального клапанного механизма газораспределения, как у классического поршневого четырехтактного двигателя.

Основными преимуществами РПД по сравнению с обычным поршневым двигателем являются [2, 25]:

- меньшее на 35-40% число деталей;
- меньшие масса и габариты двигателя;
- практически отсутствие вибрации;
- меньший уровень шума;

- небольшой удельный расход топлива.

Данный вид двигателей, которые успешно разрабатываются отечественными и зарубежными организациями, считается перспективным для применения в беспилотной авиации в классе мощности от 100 до 300 кВт [25].

Отметим, что отечественный РПД «ВАЗ-426» предполагался для установки на беспилотный вариант вертолета «Актай» [1, 11].

Одной из первых отечественных фундаментальных работ по авиационным ПД явилась монография [16], в которой описывались конструкция бензиновых (легкого топлива) и дизельных (тяжелого топлива) двигателей, их классификация, характеристики, требования к их производству и эксплуатации, виды и характеристики различных видов топлива.

В постсоветское время в РФ практически полностью были прекращены работы по исследованиям, разработке и производству авиационных поршневых двигателей (АПД). Это привело к тому, что за последние годы практически на всех новых легких ЛА авиации общего назначения устанавливались зарубежные АПД фирм Rotax Aircraft Engines (Австрия), Lycoming (США), Austro Engine (Австрия), Thielert (ФРГ), Continental Motors (США), Jabiru (Австралия), LOM Praha (Чехия).

На легких российских БЛА применяются двигатели компаний Limbach (ФРГ), MVVS (Чехия), Saito (Япония), UAV Engines/UEL (Великобритания), Zanzottera (Италия) и др. [17].

Отечественные АПД на данный момент представлены штучным производством модификаций известного двигателя М-14.

В настоящее время в рамках работ по импортозамещению начаты НИР и ОКР по созданию отечественных перспективных АПД. По планам ЦИАМ [11, 17, 86] должна быть создана «линейка» следующих базовых АПД:

- 1) двухтактные бензиновые двигатели мощностью до 50 л.с.;
- 2) четырехтактные бензиновые двигатели мощностью 50-400 л.с.;
- 3) дизельные двигатели мощностью 100-300 л.с.;
- 4) роторно-поршневые двигатели мощностью 100-300 л.с.

При этом отмечается, что, следуя мировому опыту, выпуск АПД эффективно осуществлять на небольших специализированных предприятиях.

Рассмотрим состояние отечественного поршневого двигателестроения для легких самолетов и БЛА по состоянию на 2015 г. [17].

К этому времени головным предприятием по выпуску АПД в РФ являлся ОАО «Гаврилов-Ямский машиностроительный завод (ГМЗ) «Агат». Двигатели его совместной с ЦИАМ разработки «Агат Б1» (ПД-1400) и «Агат Б» (АПД-110/120) предназначены для импортозамещения таких распространенных двигателей Rotax 912, Rotax 914, UEL AR 68-1000 и др.

Четырехтактный оппозитный четырехцилиндровый двигатель воздушного охлаждения ПД-1400 с рабочим объемом 1,4 л, имеющий искровое зажигание и распределенный впрыск топлива с электронным управлением, снабжен понижающим редуктором и масляной системой с внешним баком.

Максимальная мощность двигателя – 90 л.с., расход топлива на крейсерском режиме – 210 г/(л.с.·ч), сухая масса – 69 кг.

Спроектирован и испытан АПД-700 с мощностью 40-45 л.с., который может успешно заменить японский двигатель HKS-700E.

Двигатель АПД-110/120 имеет массу 92 кг, мощность – 120 л.с., жидкостно-воздушное охлаждение, распределенный впрыск топлива, турбокомпрессор и понижающий редуктор.

Двухтактный бензиновый двухцилиндровый двигатель с воздушным охлаждением АПД-500, предназначенный для БЛА малой дальности, приведен на Рис. 1.3.



Рис. 1.3

Этот двигатель снабжен системой распределенного впрыска топлива, системой плазменного зажигания, встроенным стартер-генератором и электронной системой управления. Рабочий объем двигателя – 496 см^3 , мощность на валу – 57 л.с., габариты – $790 \times 570 \times 440 \text{ мм}$, масса – 29 кг.

Воронежским ООО «ОКБМ» была разработана вертолетная модификация М9ФВ (365 л.с.) известного АПД М-14П, которая планировалась для установки на модифицированный вертолет Ми-34С1. Кроме этого ОКБМ разработало АПД М-14В26В1 (370 л.с.) для установки на вертолеты типа Ми-34, которые прошли успешные совместные испытания на МВЗ им. М.Л. Миля.

Для легких самолетов, БЛА и тяжелых беспилотных вертолетов ОКБМ предлагает двигатели ДВ-50, ДВ-200 и вертолетный ДВ-370В, характеристики которых приведены в Табл. 1.1.

Таблица 1.1

Тип двигателя	ДВ-50	ДВ-200	ДВ-370В
Максимальная мощность, л.с.	50	200	370
Масса, кг	35	75	235
Удельный расход топлива, г/(л.с.·ч)	190	180	190
Число цилиндров	4	5	9
Расположение цилиндров	оппозитное	звездообразное	звездообразное
Ресурс до первого ремонта, ч	1500	1500	1500

В Истринском ООО «Промсервис» разработаны АПД, работающие на автомобильном бензине АИ-92, характеристики которых представлены в Табл. 1.2.

При производстве АПД М5 планируется применять до 20% серийно выпускаемых автомобильных агрегатов.

Таблица 1.2

Марка двигателя	Ритм	М5	ПД-35.1	ПД-35.2
Мощность, л.с./об. в мин.	200/1900	30/2000	4,1/6900	8,2/6900
Масса, кг	156	100	1,7	3,1
Удельный расход топлива, г/(л.с.·ч)	250	240	—	—
Число цилиндров	7	5	1	2
Рабочий объем, л	11,5	5,6	0,056	0,112

Ростовское ООО НПП «ДжиаР» представило на выставке Heli Russia - 2015 двухтактный четырехцилиндровый АПД воздушного охлаждения мощностью 140 л.с. при 6000 об/мин и массой 65 кг без редуктора с рабочим объемом – 1,36 л. В этом двигателе также предполагается использование автомобильного бензина марки АИ-95. Внешний вид двигателя приведен на Рис. 1.4.



Рис. 1.4

Как отмечается в работе [16], наиболее сложной частью авиационных дизельных двигателей (АДД) является их топливная аппаратура.

В ЦИАМ совместно с ГМЗ «Агат» разрабатывается АДД ПД-2800 жидкостного охлаждения мощностью 300 л.с. и удельным расходом топлива 160 г/(л.с.·ч), который работает на авиационном керосине [11].

Завод «Агат» разработал оппозитный шестицилиндровый дизельный двигатель АПД-250/300 с рабочим объемом 3,3 л и сухой массой 220 кг. Этот АДД имеет турбину для наддува, систему топливопитания с электронным управлением. Взлетная мощность двигателя – 300 л.с., в номинальном режиме – 250 л.с., а в крейсерском режиме – 170-200 л.с. Удельный расход топлива (авиационный керосин ТС-1) на этом режиме составляет 185 г/(л.с.·ч). Данный двигатель планировалось установить на новом учебно-тренировочном самолете Як-152.

Как отмечалось в работе [11], 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 [14]. 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 [87], показывают, что при потребной мощности двигателя от 150 л.с. до 500 л.с. преимущество по топливной эффективности имеют поршне-

вые двигатели, которые имеют средние удельные расходы топлива 0,20 кг/(л.с.·ч) по сравнению с 0,35 кг/(л.с.·ч) малоразмерных ГТД. При этом в работе [25] утверждается, что для легких и средних БЛА с массой 200-1000 кг мощности 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. В настоящее время это происходит при разработке основной массы зарубежных БЛА военного назначения.

Сформулируем основные требования к вертолетному ПД [4].

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

Применение высокооборотных ПД позволяет использовать в силовых установках (СУ) БВ вентилятор для его охлаждения с более высоким КПД.

При использовании двигателей для легких самолетов и БЛА муфты включения, свободного хода и редукторы выполняются отдельно от двигателя БВ. 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 СУ БВ с вертикальным расположением вала с встроенным вентилятором, редуктором НВ и муфтой включения.

В работе [4] отмечается, что конструкция ПД с вертикальным расположением вала является наиболее эффективной, так как она уменьшает вес СУ вертолета и упрощает его трансмиссию.

При оценке эксплуатационных характеристик поршневых двигателей обычно рассматриваются следующие характерные режимы их работы:

Взлетный – режим работы двигателя, характеризуемый максимальным значением частоты вращения вала, соответствующим максимально допустимой мощности, потребной для условий нормального взлета. На этом режиме ПД имеет ограниченную длительность непрерывной работы.

Максимальный – режим работы, характеризуемый максимально возможным значением мощности при неограниченном времени работы. Этот режим также называют режимом максимальной продолжительной мощности.

Крейсерский – режим работы, характеризуемый наибольшей экономичностью без ограничения времени непрерывной работы в пределах ресурса.

Малый газ – режим устойчивой работы двигателя при минимальной частоте вращения, обеспечивающий требуемую приемистость двигателя.

В общем случае под *приемистостью двигателя* понимается время при переходе с режима пониженной мощности на режим повышенной мощности при резком увеличении расхода топлива путем быстрого перемещения дроссельной заслонки или рейки топливного насоса ПД.

Приведем основные характеристики ПД, которые учитываются при разработке БВ.

Мощность двигателя – главный параметр, определяющий летно-технические характеристики БВ. Значение мощности двигателя, отнесенное к его массе, характеризует техническое совершенство двигателя.

Различают три вида мощности поршневого двигателя [2, 16]:

Индикаторная мощность – это теоретическое значение работы в единицу времени, которую производят газы при сгорании топливовоздушной смеси, оцениваемой перемещением поршня под действием среднего индикаторного давления в цилиндре без учета всех потерь. Значение индикаторной мощности $N_{\text{инд}}$ в л.с. рассчитывают по формуле:

$$N_{\text{инд}} = 0,105D^2p_iSn_s, \quad (1.3.1)$$

где D – диаметр цилиндра, см; p_i – среднее индикаторное давление, кгс/см²; S – ход поршня, мм; n_s – частота вращения, с⁻¹.

Эффективная мощность N_e – это мощность на валу двигателя. Она меньше, чем индикаторная мощность, так как значительная часть его мощности затрачивается на преодоление сил механического трения движущихся деталей двигателя. Отметим, что суммарные потери мощности на трение в современных двигателях лежат в пределах 10-25%.

Интегрально потери энергии в двигателе оцениваются эффективным КПД, который представляет собой отношение количества тепла, превращенного в полезную работу на валу двигателя, ко всему теплу, выделившемуся при горении топливовоздушной смеси. У современных авиационных ПД значение эффективного КПД превышает 30%.

Литровая мощность – это максимальная мощность двигателя, отнесенная к рабочему объему цилиндра, выраженному в литрах. По величине литровой мощности судят о качестве двигателя. Лучшие авиационные ПД достигают значения

литровой мощности до 200 л.с./л. Наиболее эффективным методом повышения литровой мощности является увеличение числа оборотов двигателя.

Удельный расход топлива – масса топлива в граммах, расходуемая на 1 л.с. в течение 1 ч работы. Для расчета расхода топлива применяют формулу:

$$c_e = m_T / (N_e t), \quad (1.3.2)$$

где m_T – масса израсходованного топлива, г; N_e – эффективная мощность двигателя, л.с.; t – время работы двигателя, ч.

Удельная масса двигателя – отношение массы двигателя к его мощности:

$$\bar{m}_{дв} = m_{дв} / N_e, \quad (1.3.3)$$

где $m_{дв}$ – масса двигателя с оборудованием, кг; N_e – максимальная эффективная мощность двигателя, л.с.

Для оценки ПД часто используется **удельная мощность**, \bar{N}_e , которая определяется как величина, обратная к параметру $\bar{m}_{дв}$.

Геометрические параметры двигателя. Основными геометрическими параметрами двигателя являются: рабочий объем V (см³), диаметр цилиндра D (мм), ход поршня S (мм), их отношение S/D и степень сжатия E . Кроме этого сюда входят его размеры (длина, ширина, высота).

Рабочие характеристики двигателя представляют собой функциональные зависимости основных параметров двигателя от изменяющихся внешних или (и) внутренних условий. К таким основным рабочим характеристикам относятся [2]:

Внешняя характеристика двигателя – зависимость частоты вращения двигателя от уровня внешней нагрузки при фиксированном положении дроссельной заслонки.

Дроссельная характеристика двигателя – зависимость мощности и соответствующего расхода топлива от частоты

вращения его вала при различных положениях дроссельной заслонки.

Высотная характеристика двигателя, которая отражает изменение мощности и удельного расхода топлива в зависимости от высоты полета.

Изменение мощности для невысотного поршневого двигателя рассчитывают на основе приближенной аналитической зависимости [2, 13]:

$$N_{eH} = N_{e0}A_H, \quad (1.3.4)$$

где N_{e0} – мощность двигателя на Земле (на уровне моря); A_H – коэффициент падения мощности с высотой H .

Этот коэффициент можно определить по одной из следующих эмпирических формул:

$$A_H = 1,11(p_H/p_0)\sqrt{T_0/T_H} - 0,11; \quad (1.3.5)$$

$$A_H = (1 - (H/44300))^{5,545}. \quad (1.3.6)$$

Изменение удельного расхода топлива невысотного поршневого двигателя с высотой может быть вычислено по приближенной зависимости вида:

$$c_{eH} = c_{e0}k_{c_{eH}}. \quad (1.3.7)$$

где $k_{c_{eH}}$ – коэффициент увеличения удельного расхода топлива с изменением высоты, рассчитываемый по эмпирической формуле:

$$k_{c_{eH}} = 1/[1,11 - 0,11(p_0/p_H)(\sqrt{T_H/T_0})]. \quad (1.3.8)$$

Количественное представление изменения значений коэффициентов A и k с высотой полета H приведено в Табл. 1.3.

Таблица 1.3

$H, \text{ м}$	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
$k_{c_{eH}}$	1,0	1,006	1,013	1,020	1,028	1,036	1,045	1,056	1,067

При расчетах по формулам (1.3.5), (1.3.8) используются зависимости T_H и p_H , приведенные в Разд. 3.1 настоящей работы.

В указанных выше разработках перспективных ПД широко применялись следующие инновационные конструкторские решения [11]:

- плазменное зажигание с электронной системой управления (ЭСУ);
- система распределенного впрыска топлива с ЭСУ;
- цилиндро-поршневая группа из легких современных материалов;
- оптимизация кривошипно-шатунного механизма;
- расширение диапазона рабочих температур;
- использование современной электрической аппаратуры;
- использование авиационного керосина и автомобильного бензина.

Кроме этого, для снижения стоимости производства и эксплуатации АПД, применяемых в легкой авиации и БЛА, в настоящее время наметилась активная тенденция использования в них автомобильных топлив и значительного числа агрегатов и деталей, производимых предприятиями автомобильной промышленности.

Перспективы развития в XXI веке авиационных поршневых двигателей для беспилотной авиационной техники приведены в работе [11].

В этой работе утверждается, что планы работы ЦИАМ по таким двигателям предусматривают к 2025-30 годам снижение их удельного расхода топлива на 20-25%, удельной массы – на 25-30%, повышение ресурса и снижения стоимости эксплуатации в 3-4 раза.

В заключение данного раздела рассмотрим возможности применения автомобильных дизельных двигателей в силовых установках перспективных БВ.

В работе [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.

На Рис. 1.5 приведен общий вид 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. В Табл. 1.4 представлены основные характеристики зарубежных и отечественных дизельных двигателей.

Mercedes-Benz
OM 602



Toyota 3S-FE



3M3-5143.10



3M3-51432.10 CRS



ГАЗ-560



ГАЗ-5601



ГАЗ-5602



ГАЗ-5621



Рис. 1.5

Таблица 1.4

№	Марка двигателя	Объем, л	Число цилиндров	Степень сжатия	Мощность л.с. (кВт)/ об·мин	Крутящий момент Нм/об·мин	Удельный расход топлива г/л.с.·ч	Масса, кг	Удельная масса кг/л.с. (кг/кВт)	Удельная мощность л.с./кг (кВт/кг)
1	Mercedes-Benz OM 602	2,497	5	22	126 (93)/4600	231/2400	8,3 л на 100 км	198	1,57 (2,13)	0,64 (0,47)
2	BMW M57 TUD25	2,497	6	17	177 (130)/4000	400/2000-2750	—	130	0,73 (1,00)	1,37 (1,00)
3	BMW M57 D30.00	2,926	—	18	193 (142)/4000	410/1750-3000	—	158	0,82 (1,11)	1,22 (0,89)
4	BMW M57 TUD30.01	2,993	—	18	218 (160)/4000	500/2000-2750	—	150	0,68 (0,94)	1,47 (1,07)
5	BMW M57 TUD25	2,993	—	18	235 (173)/4000	520/2000	—	130	0,55 (0,75)	1,82 (1,33)
6	BA3 2104	1,452	4	23	53 (39)/4800	96/3000	—	115	2,17 (2,95)	0,46 (0,34)
7	ЗМЗ-5143.10	2,235	4	19,5	98 (72)/4000	216/2100	170	225	2,29 (3,12)	0,47 (0,32)
8	ЗМЗ-51432.10 CRS	2,235	4	19	113,5 (83,5)/3500	270/1300-2800	151	220	1,94 (2,65)	0,52 (0,38)
9	GA3-560	2,133	4	20,5	95 (70)/4300	200/2300	183,87	200	2,10 (2,85)	0,48 (0,35)
10	GA3-5601	2,133	4	20,5	110 (81)/4300	250/1800	154	200	1,82 (2,47)	0,55 (0,40)
11	GA3-5603	2,134	4	20,5	110 (81)/3600	250/2000	154	220	2,00 (2,71)	0,50 (0,37)
12	GA3-5621	3,2	6	—	110 (81)/3500	460/180	154	310	2,82 (3,83)	0,35 (0,26)

Из данных этой таблицы следует, что отечественные дизельные двигатели имеют по сравнению с зарубежными удельную массу, более чем в 2 раза превышающую иностранные образцы. Это происходит из-за использования в отечественных конструкциях значительного числа деталей из чугуна и сталей, которые существенно утяжеляют массу двигателей.

Сравним характеристики приведенных автомобильных дизелей с отечественным авиационным дизельным двигателем АПД-250/300, разработанным ГМЗ «Агат».

Этот двигатель при максимальной мощности 300 л.с. (221 кВт) и массе 220 кг имеет удельную массу 0,73 кг/л.с. (0,99 кг/кВт) и удельную мощность, равную 1,37 л.с./кг (1,01 кВт/кг). По последнему параметру авиационный дизельный двигатель АПД-250/300 сопоставим с автомобильным двигателем BMW M57 TUD25.

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.

1.4. Электрические двигатели

Преимущества применения электрических двигателей (ЭД) в силовых установках БВ были приведены в работе [1].

Согласно работе [25], такие двигатели в настоящее время применяются на макро (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 якоря.

По типу возбуждения различают ЭД электромагнитного (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 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 Табл. 1.5.

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

Таблица 1.5.

Параметр/Тип ЭД	VM3328/4	VM2014/27	VM24/10
Номинальное напряжение, В	10	7	8,4
Частота вращения без нагрузки, об/мин	13000	26500	20600
Максимальный КПД, %	74	70	74
Рабочий ток, А	42	19	16
Максимальный ток, А	60/30 с.	30/20 с.	35/30 с.
Ток короткого замыкания, А	156	80	86
Габариты, $D \times L$, мм	45,4×79	28,8×47	36,6×67
Масса, кг	0,369	0,082	0,242
Тип магнита	ниобиевый	ниобиевый	феррит
Макс. масса БВ, кг	3,5	1,2	2,0

Отличительными особенностями таких двигателей является простота конструкции, высокая технологичность изготовления, 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).

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 отличие 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 бесколлекторных электродвигателей, применяемых в силовых установках сверхлегких БЛА, даны в Табл. 1.6.

Таблица 1.6.

Параметр/Тип ЭД	АХІ 5330/24	АХІ 4130/20	АХІ 2208/20
Номинальное напряжение, В	48	45	12
Частота вращения, об/мин	9500	13700	22500
Максимальный КПД, %	91	88	82
Рабочий ток, А	15-38	18-40	8-12
Максимальный ток, А	58/30 с	60/60 с	16/60 с
Ток холостого хода, А	1,5	—	—
Габариты, $D \times L$, мм	63×64	49,8×65,5	27,7×26
Масса, кг	0,652	0,409	0,045
Макс. масса БВ, кг	10	4,2	2,0

Основные характеристики ЭД. К таким характеристикам ЭД относят механические и регулировочные характеристики.

Механическими характеристиками называют зависимости угловой скорости $\Omega_{дв}$ от вращающего момента двигателя $M_{дв}$ при постоянном значении напряжения $U_{дв}$ на обмотке якоря вида:

$$\Omega_{\text{дв}} = \varphi(M_{\text{дв}}) \text{ при } U_{\text{дв}} = \text{const.} \quad (1.4.1)$$

Регулировочными характеристиками являются зависимости угловой скорости $\Omega_{\text{дв}}$ от напряжения на обмотке якоря ЭД при постоянном значении вращающего момента $M_{\text{дв}}$ или статического момента сопротивления нагрузки $M_{\text{с}}$. При этом считается, что в статическом режиме момент $M_{\text{дв}}$ равен моменту сопротивления нагрузки.

Механическая характеристика ЭД описывается следующей зависимостью:

$$\Omega_{\text{дв}} = \Omega_{\text{х.х}} - M_{\text{дв}}/f_{\text{дв}}, \quad (1.4.2)$$

где $\Omega_{\text{х.х}} = U_{\text{дв}}/f_{\text{дв}}$ – угловая скорость ЭД в режиме идеального холостого хода при нулевом токе якоря; $f_{\text{дв}} = C_{\text{м}}C_{\text{е}}/R_{\text{дв}}$ – жесткость механической характеристики двигателя.

В выражении для $f_{\text{дв}}$ использованы следующие обозначения: $C_{\text{м}}$ – коэффициент момента двигателя; $C_{\text{е}}$ – коэффициент противоЭДС двигателя, зависящий от его конструктивных параметров и магнитного потока возбуждения; $R_{\text{дв}}$ – активное сопротивление обмотки якоря.

Вращающий момент двигателя при расчете механических характеристик представляется как:

$$M_{\text{дв}} = M_{\text{п}} - f_{\text{дв}}\Omega_{\text{дв}}, \quad (1.4.3)$$

где $M_{\text{п}} = (U_{\text{дв}}/R_{\text{дв}})C_{\text{м}}$ – вращающий момент двигателя в режиме пуска, т.е. момент, развиваемый двигателем при $\Omega_{\text{дв}} = 0$.

Механические характеристики электродвигателей постоянного тока представляют собой семейство параллельных прямых с углом наклона, равным α° . В этом случае жесткость механической характеристики ЭД может быть определена по формуле:

$$f_{\text{дв}} = M_{\text{п}}/\Omega_{\text{х.х}} = \text{tg}\alpha. \quad (1.4.4)$$

Импульсное управление ЭД. Одним из существующих подходов к изменению частоты вращения ротора ЭД в работе [2] предлагается использование специального электронного контроллера. В этом случае принцип регулирования состоит в подаче на двигатель импульсов постоянного тока переменной скважности и постоянной частоты.

Сущность импульсного управления частотой вращения ЭД заключается в регулировании среднего значения напряжения на обмотке якоря ЭД (или на обмотках статора бесколлекторного ЭД) путем изменения соотношения времени включения (режим насыщения) и отключения (режим отсечки) состояний транзисторных ключей выходного каскада регулятора частоты вращения.

Частота переключения релейного усилителя находится в пределах 3-8 кГц. При такой частоте коммутации пульсация вращающего момента ЭД практически отсутствует.

Импульсный принцип управления двигателем обладает следующими преимуществами:

- высокая надежность;
- удельная мощность регулирования более 20 кВт/кг;
- плавное изменение оборотов двигателя и мощности от нуля до максимума;
- КПД составляет величину порядка 98-99,5%.

Основные технические характеристики некоторых микроконтроллеров приведены в Табл. 1.7.

Следует отметить, что внутренние сопротивления контроллера и источника питания понижают жесткость механических характеристик ЭД. Это приводит к тому, что при поступлении команды на контроллер о резком повышении числа оборотов двигатель будет выходить на их заданное значение с

некоторым запаздыванием, что может отрицательно сказаться на динамике изменения высоты и скорости полета БВ.

Таблица 1.7.

Параметр/тип контроллера	ММ 0810-3	ММ 2512-3	ММ 7524-3
Подводимое напряжение, В	15	18	36
Максимальный ток, А	8	25	75
Пиковый ток, А	10/10 с	30/10 с	90/5 с
Частота коммутации, кГц	8	8	8/16/32
Внутреннее сопротивление, мкОм	2×10	2×3,5	2×1,0
Габариты, мм	25×22×06	44×26×06	79×30×15
Масса, г	11	22	59

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

Электрический привод широко используется в бортовом оборудовании современных самолетов и вертолетов [19, 66, 69]. 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. В этих работах 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. [69]. Последнее связано с требованием минимизации массы двигателей. Основные параметры некото-

рых применяемых в авиации ЭД, взятые из этой работы, приведены в Табл. 1.8, где использованы следующие обозначения: МУ – мотор управления; Д – двигатель; СТ – стартерный.

В работах [1, 20] 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 в работе [20] анализ показал, что масса узлов и компонентов, которые могут быть заменены соответствующими электрическими устройствами (двигатель, трансмиссия, система управления двигателем, топливная система и др.), составляет порядка 27-40% от взлетной массы вертолетов рассмотренных в ней классов.

В этой работе приведены следующие удельные массовые характеристики электрических устройств, предназначенных для использования в электрифицированных силовых установках, 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).

Таблица 1.8

Наименование величины	Тип электродвигателя												
	МУ-110	МУ-30	МУ-101	МУ-320	МУ-511	МУ-1000	Ст-18	Ст-1п	Ст-8	Д-90	Д-125В	Д-400	МУ-611
Номинальная мощность, Вт	5	30	60	100	500	1700	3180	3700	8000	90	125	400	1000
Номинальное напряжение, В	24	24	24	24	22	18	24	24	28,5	24	27	24	18
Номинальный ток, А	1	4,5	6,2	8,3	42	160	230	250	420	6,5	10	26	110
Частота вращения, об/мин	5500	5600	5600	5500	5500	4200	22000	8000	6600	7000	5000	6500	2500
Тип возбуждения	Последовательное								Смешанное	Параллельное	Последовательное	Последовательное	Смешанное
Направление вращения	Реверсивное						Левое			Реверсивное	Левое	Правое	
Режим работы	Повторно-кратковременный						Кратковременный			Длительный	Повторно-кратковременный	Длительный	Повторно-кратковременный
Масса, кг	0,36	0,6	1,2	1,04	2,5	5,1	9,5	10,5	8,5	1,9	1,2	3	4,7
КПД, %	20	28	40	50	54	58	58	62	67	56	46	63	52

2. Электрогенератор:

• 0,45 кг/кВт (для поршневого двигателя сверхлегкого 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. 1.9 представлены прогнозные характеристики этих устройств на период с 2011 до 2050 годов [20].

Таблица 1.9

Тип устройства	Удельная масса, кг/кВт			
	2011 г. Современные технологии	2020 г. Эволюция технологий	2030 Охлаждение	2050 г. Сверх-проводимость
Электроприводы 20-50 кВт > 300 кВт	0,5-1,0 0,32	0,2	0,1-0,15	0,01
Генераторы 100-150 кВт $n < 10000$ 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	—

Утверждается, что применение для охлаждения электрооборудования вертолетов криогенных технологий, ожидаемое к 2030 г., позволит снизить удельную массу электроприводов, генераторов и преобразователей в 3 раза по сравнению с современным уровнем. 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 [20].

В этой работе отмечается, что при современных технологиях и требованиях к вертолету построение полностью электрической силовой установки (ЭСУ) без газотурбинного или поршневого двигателя нереально вследствие неприемлемого увеличения ее массы.

Возможность создания вертолета с такой ЭСУ появится при достижении значениями 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;

Утверждается, что в период до 2020 гг. практически может быть реализован сверхлегкий вертолет с гибридной силовой установкой, в которой используются:

- совместный привод несущего винта от поршневого двигателя и электродвигателя;
- электропривод рулевого винта;
- генераторный источник питания (основной);
- аккумуляторы в качестве аварийного источника питания.

Приведенный в статье [20] комплексный анализ проблемы относился к пилотируемым вертолетам, которые имеют вполне определенные весовые диапазоны и повышенные требования по безопасности полетов.

Для беспилотной вертолетной техники, как показал ее обзор, приведенный в работе [1], возможно создание полностью

электрифицированных сверхлегких и легких БВ малой продолжительности полета.

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

1. Применение тяговых ЭД, используемых в современных и перспективных электромобилях, в качестве маршевых [21, 48, 50, 53].

2. Разработка специализированных маршевых ЭД для применения в 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. 1.10 приведены характеристики некоторых современных электромобилей и их электродвигателей [21].

Таблица 1.10

№	Марки электромобилей	Масса снаряженная/полная, кг	Мощность двигателя, N, кВт	Время разгона, км/ч, с	Максимальная скорость, V, км/ч	Батареи, число/масса, кг	Запас хода на одном заряде, 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

В существующих образцах электромобилей наибольшее распространение получили тяговые асинхронные ЭД переменного тока и синхронные ЭД с постоянными магнитами. Последние имеют некоторое преимущество в значениях КПД и удельной мощности.

В работе [21] отмечается, что на автомобилях, представленных в этой таблице, использованы трехфазные ЭД переменного тока.

На Рис. 1.6 представлена силовая установка, состоящая из ЭД синхронного типа с постоянными магнитами мощностью 45 кВт, приводного редуктора и блока литий-ионных аккумуляторных батарей емкостью 12 кВт·ч. Эта установка обеспечивает электромобилю запас хода 80 км на одной зарядке с максимальной скоростью 120 км/ч.

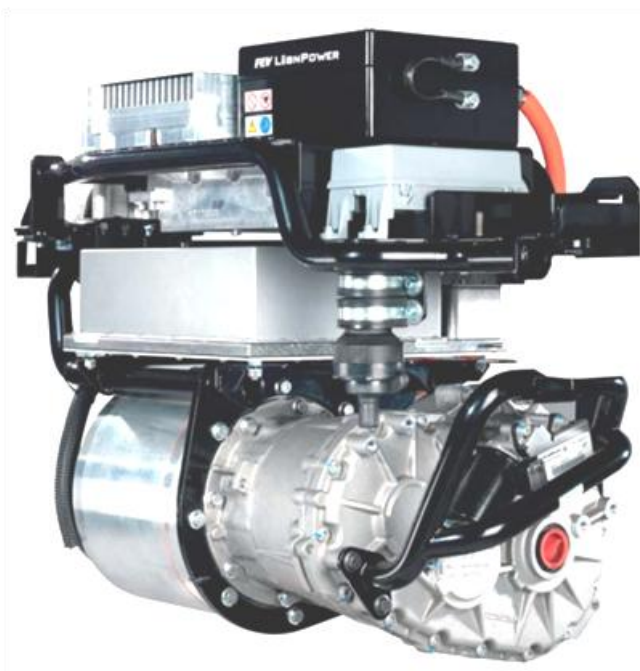


Рис. 1.6

Отметим, что экспериментальные образцы БВ на базе доступных электроавтомобильных зарубежных ЭД можно использовать для отработки конструкции, управления полетами и процессов эксплуатации электрифицируемых вертолетов.

Предлагаемые ЭД в настоящее время могут быть использованы в *гибридных силовых установках*, включающих в себя ПД, генератор и ЭД. Примером такой установки является силовая установка, описанная в работе [5]. В перспективе предлагается дополнить ПД вертолета электродвигателем, увеличивающим его мощность на взлетном режиме с последующей работой последнего в полете в качестве генератора [11].

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]).

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 и испытывает 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 с маршевым ЭД методы выбора типа и мощности двигателя, выполнения тепловых расчетов и формирования систем его электропитания будут рассмотрены в Главе 4.

Глава 2. ОБЩАЯ ЗАДАЧА ВЫБОРА МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА

В главе рассматриваются различные подходы к расчету мощности вертолета, потребной для обеспечения его требуемых движений в пространстве. Отметим, что эти подходы были изложены в различной литературе без оценки их практической значимости.

Приводится обоснование применения в силовых установках (СУ) оригинальных БВ массой до 1000 кг, максимальной высоты полета – 1000-1500 м и максимальной скорости до 150-200 км/ч. бензиновых и дизельных поршневых маршевых двигателей. Обсуждается замена поршневых двигателей в таких установках существующими и перспективными двигателями электромобилей.

В заключение главы предлагается постановка многокритериальной задачи и численный метод выбора оптимального по Парето [27] маршевого двигателя для силовой установки разрабатываемого оригинального БВ.

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

2.1. Расчеты потребной мощности для движения беспилотного вертолета

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. 2.1.

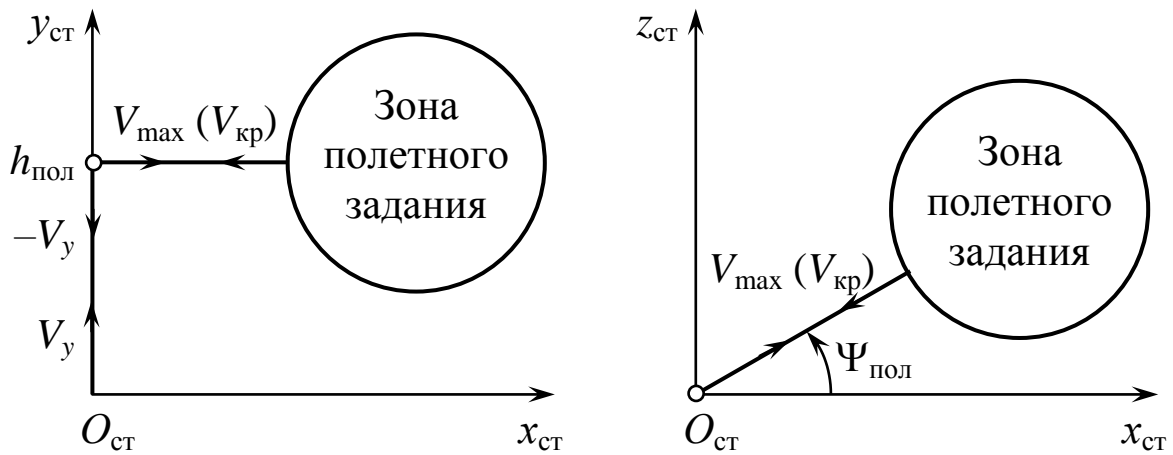


Рис. 2.1

На этом рисунке использована стартовая система координат $O_{ст}x_{ст}y_{ст}z_{ст}$, введенная в этой работе, 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 и зависание 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, 7, 22, 36], *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 существенную роль играет индуктивная скорость потока воздуха, протекающего через НВ, называемого скоростью его подсасывания [1].

На Рис. 2.2 приведен вид воздушных потоков от НВ для различных режимов полета БВ.

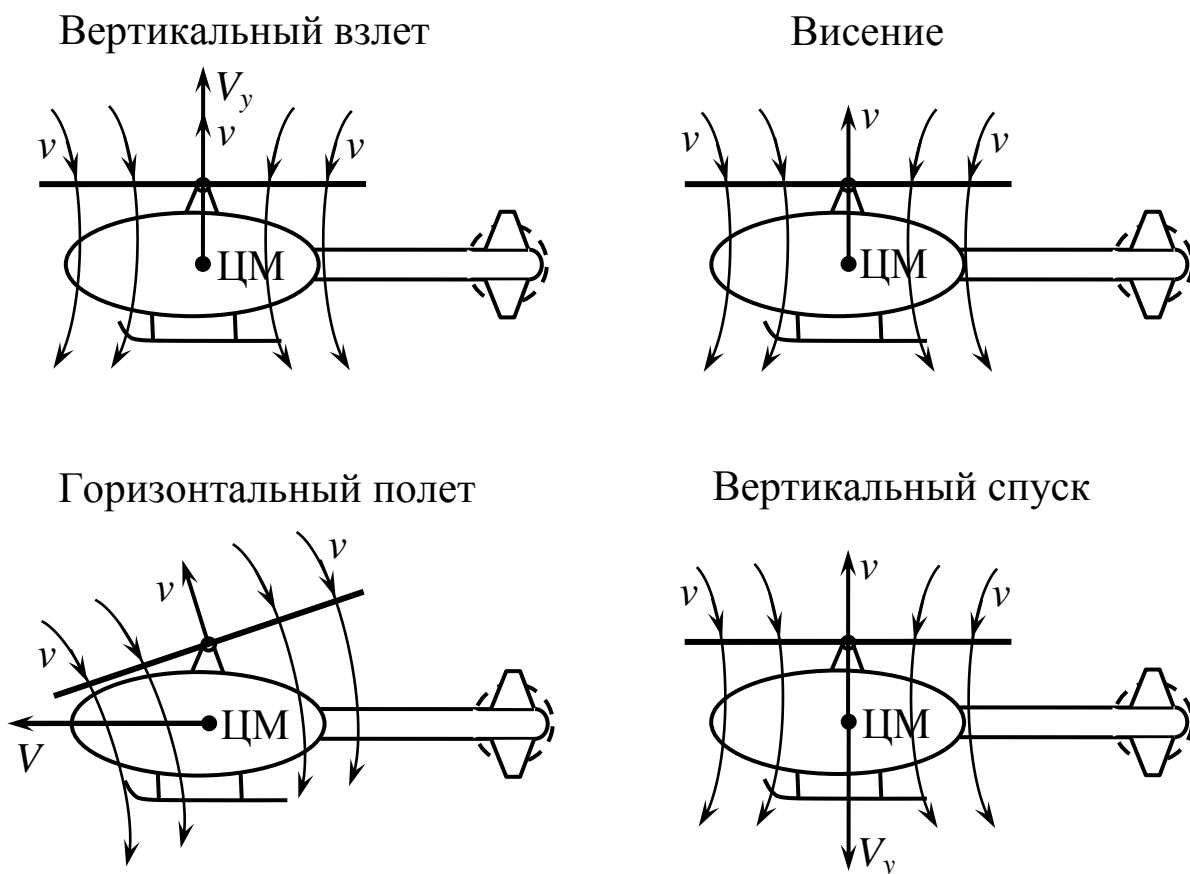


Рис. 2.2

На этом рисунке отмечен тот факт, что скорость подсасывания воздуха v способствует движению БВ 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:

$$N^{(1)} = N_{\text{инд}}^{(1)} + N_{\text{движ}}^{(1)}, \quad (2.1.1)$$

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 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:

$$N_{\text{инд}}^{(1)} = T_{\text{нв}} (V_y + v) / \chi. \quad (2.1.2)$$

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 [22].

Мощность, необходимая для подъема БВ в л.с. будет равна [23]:

$$N_{\text{движ}}^{(1)} = X_{\text{вр}} (V_y + v) / 75\chi. \quad (2.1.3)$$

По данным работы [23] сила вредного сопротивления вертолета оценивается как:

$$X_{\text{вр}} = (0,01 - 0,02)G.$$

Подставляя наибольшее из этих значений в формулу (2.1.3), имеем:

$$N_{\text{движ}}^{(1)} = 0,02G(V_y + v) / 75\chi. \quad (2.1.4)$$

где $G = mg$ – сила веса.

В работе [13] рекомендуется использовать для вертикального набора высоты на интервале времени $[t_0, t_k]$ профиль скорости V_y в виде функции, представленной на Рис. 2.3.

Для получения наибольшего гарантированного значения мощности $N^{(1)}$ предлагается за значение V_y принимать максимальное значение скорости $V_y(t)$, $t \in [t_0, t_k]$, равное \bar{V}_y . В этом

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

$$v = -0,5\bar{V}_y + 0,5\sqrt{\bar{V}_y^2 + \frac{2G}{\rho(h)F_{\text{НВ}}}}. \quad (2.1.5)$$

Здесь $\rho = \rho(h)$ – плотность воздуха на высоте h (кг/м³); $F_{\text{НВ}}$ – площадь, ометаемая НВ вертолета, радиуса $R_{\text{НВ}}$ (м²).

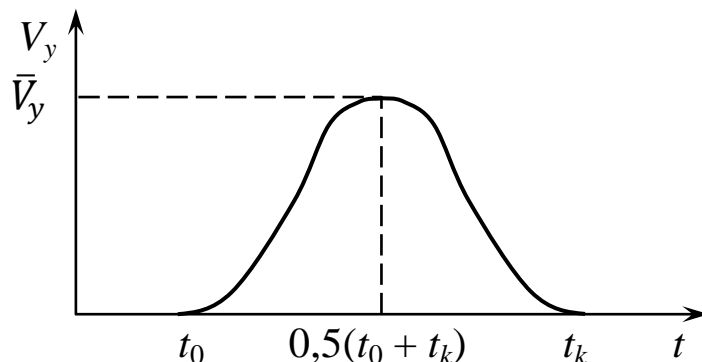


Рис. 2.3

Сила тяги НВ определяется из выражения вида [1]:

$$T_{\text{НВ}} = 2\rho(h)F_{\text{НВ}}(\bar{V}_y + v)v, \quad (2.1.6)$$

где скорость v вычисляется по формуле (2.1.5).

Таким образом, расчет потребной мощности режима 1^о типового профиля полета БВ осуществляется с использованием выражений (2.1.1), (2.1.2), (2.1.4)-(2.1.6).

Рассмотрим пример расчета этой мощности.

Пример 2.1.

В этом и последующих примерах данной главы будем использовать в качестве исходных данных следующие параметры БВ, приведенные в работе [2]:

- взлетная масса – $m_0 = 120$ кг;
- радиус действия – $r = 80$ км;
- максимальная скорость – $V_{\text{max}} = 120$ км/ч = 33,3 м/с;
- максимальное полетное время – $\tau_{\text{п}} = 1,5$ ч;
- максимальная высота полета – $h_{\text{max}} = 1000$ м;

- высота висения – $h_{\text{вис}} = 1000$ м;
- радиус НВ – $R_{\text{НВ}} = 1,55$ м;
- площадь, ометаемая НВ – $F_{\text{НВ}} = 7,54$ м²;
- коэффициент использования этой площади – $\chi = 0,9$.

Сила веса БВ будет равна:

$$G = m_0 g = 120 \cdot g = 1177,24 \text{ Н.}$$

Из работы [13] выберем значение:

$$\bar{V}_y = 5 \text{ м/с.}$$

Индуктивная скорость v , согласно формуле (2.1.5), при $\rho(1000) = 1,112$ кг/м³ будет равна:

$$v = -0,5 \cdot 5 + 0,5 \sqrt{5^2 + \frac{2 \cdot 1177,2}{1,112 \cdot 7,54}} = 6,24 \text{ м/с.}$$

Значение силы тяги $T_{\text{НВ}}$ на высоте $h = 0$ м получим с использованием выражения (2.1.6):

$$T_{\text{НВ}} = 2 \cdot 1,225 \cdot 7,54 (5 + 6,24) \cdot 6,24 = 1295,65 \text{ Н.}$$

Здесь использовано значение $\rho(0) = 1,225$ кг/м³.

Индуктивная мощность, вычисленная из выражения (2.1.2), при $\chi = 0,9$ будет равна:

$$\begin{aligned} N_{\text{инд}}^{(1)} &= 1295,65 (5 + 6,24) / 0,9 = 16181,25 \text{ Н} \cdot \text{м/с} = \\ &= 16,181 \text{ кВт} = 29,91 \text{ л.с.} \end{aligned}$$

Мощность в л.с., потребная для подъема БВ определяется по формуле (2.1.4) следующим образом:

$$N_{\text{движ}}^{(1)} = 0,02 \cdot 1295,65 (5 + 6,24) / (75 \cdot 0,9) = 4,31 \text{ л.с.}$$

Тогда общая потребная мощность для вертикального взлета БВ согласно выражению (2.1.1) будет равна:

$$N^{(1)} = N_{\text{инд}}^{(1)} + N_{\text{движ}}^{(1)} = 29,91 + 4,31 = 34,22 \text{ л.с.} = 25,17 \text{ кВт.}$$

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

Мощность, потребная для реализации этого режима, представляется как [23]:

$$N^{(2)} = N_{\text{инд}}^{(2)} + N_{\text{проф}}^{(2)}, \quad (2.1.7)$$

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 (2.1.7) вычисляется при $T_{\text{НВ}} = G$ по формуле [23]:

$$N_{\text{инд}}^{(2)} = Gv / \chi, \quad (2.1.8)$$

где индуктивная скорость потока воздуха при висении БВ на высоте h будет равна [1]:

$$v = \sqrt{\frac{G}{2\rho(h)\chi F_{\text{НВ}}}}. \quad (2.1.9)$$

Профильную мощность, согласно работе [23], будем определять по формуле вида:

$$N_{\text{проф}}^{(2)} = G(\omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}}) k_{\text{НВ}} / \chi. \quad (2.1.10)$$

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

$$k_{\text{НВ}} = \frac{c_{x \text{ проф}}}{c_y}, \quad (2.1.11)$$

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

По данным этой работы, значения коэффициента (2.1.11) лежат в пределах 0,02-0,04.

Пример 2.2.

Проведем расчет потребной мощности при висении БВ на высоте $h = 1000$ м, представленной выражением (2.1.7).

Согласно формуле (2.1.9) значение индуктивной скорости при $\rho(1000) = 1,112 \text{ кг/м}^3$ будет равно:

$$v = \sqrt{\frac{1177,2}{2 \cdot 1,112 \cdot 0,9 \cdot 7,54}} = 8,83 \text{ м/с.}$$

Тогда, применяя формулу (2.1.8), имеем:

$$N_{\text{инд}}^{(2)} = \frac{1177,2 \cdot 8,83}{0,9} = 11552,02 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = 11,552 \text{ кВт} = 15,71 \text{ л.с.}$$

При значениях $(\omega_{\text{нв}}, R_{\text{нв}}) = 200 \text{ м/с}$ и $k_{\text{нв}} = 0,04$ из выражения (2.1.10) получим:

$$\begin{aligned} N_{\text{проф}}^{(2)} &= \frac{1177,2 \cdot 200 \cdot 0,04}{0,9} = 10464 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = \\ &= 10,464 \text{ кВт} = 14,23 \text{ л.с.} \end{aligned}$$

Общее значение потребной мощности для выполнения висения БВ будет равно:

$$N^{(2)} = 15,71 + 14,23 = 29,94 \text{ л.с.} = 22,02 \text{ кВт.}$$

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_{max} , указанной в техническом задании на разработку вертолета [1].

Отметим, что по данным работы [22] влияние криволинейности траекторий полетов вертолетов в зонах выполнения полетных заданий на общее значение их потребной мощности применяемых БВ относительно невелико.

Потребная мощность на этом режиме должна обеспечивать движение БВ при действии системы сил, препятствующих его движению [1]. 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:

$$N_{\text{потр}}^{(3)} = N_{\text{инд}}^{(3)} + N_{\text{проф}}^{(3)} + N_{\text{кор}}^{(3)}, \quad (2.1.12)$$

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

В режиме его горизонтального полета со скоростью V_{max} на высоте h потребная индуктивная составляющая мощности определяется по формуле [1]:

$$N_{\text{инд}}^{(3)} = X_{\text{инд}} V_{\text{max}} = \frac{G^2}{2\rho F_{\text{НВ}} V_{\text{max}}}, \quad (2.1.13)$$

где $\rho = \rho(h)$ – плотность воздуха на высоте h .

При расчете мощности $N_{\text{проф}}^{(3)}$ в процессе предварительного проектирования БВ будем использовать приближенную зависимость вида [2, 22]:

$$N_{\text{проф}}^{(3)} = 0,125k_k c_{x\text{НВ}}^{\text{ср}} \rho F_{\text{НВ}} \sigma_{\text{НВ}} \times \left(1 + 5 \left(\frac{V_{\text{max}}}{\omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}}} \right)^2 \right) (\omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}})^3, \quad (2.1.14)$$

где k_k – коэффициент, учитывающий влияние корпуса БВ; $c_{x_{\text{НВ}}}^{\text{ср}}$ – среднее значение коэффициента аэродинамического сопротивления НВ вертолета; σ – коэффициент заполнения НВ, который определяется по формуле [2]:

$$\sigma_{\text{НВ}} = \frac{z_{\text{л}} b_{\text{л}}}{\pi R_{\text{НВ}}}. \quad (2.1.15)$$

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 $\lambda_{\text{л}}$.

Значения этих параметров определяются по методике предварительного проектирования БВ, приведенной в работе [1].

В работе [2] предлагается использовать следующие статистические данные:

$$\begin{aligned} k_k &= 0,097; & c_{x_{\text{НВ}}}^{\text{ср}} &= 0,01; & \omega_{\text{НВ}} R_{\text{НВ}} &= 200 \text{ м/с}; \\ z_{\text{л}} &= 4; & \lambda_{\text{л}} &= 20; & b_{\text{л}} &= 0,08 \text{ м}; & \sigma_{\text{НВ}} &= 0,064. \end{aligned} \quad (2.1.16)$$

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

$$N_{\text{кор}}^{(3)} = X_{\text{кор}} V_{\text{max}} = 0,5 \sum_{j=1}^n (c_{xj} S_j) \rho V_{\text{max}}^3. \quad (2.1.17)$$

В этом выражении можно использовать результаты расчета силы лобового сопротивления БВ по методике, приведенной в работе [1].

Отметим, что в работе [23] приведена другая методика расчета потребной мощности для выполнения горизонтального полета вертолета со скоростью $V = \text{const}$.

Пример 2.3.

Определим значение потребной мощности (2.1.12) для полета БВ со скоростью $V_{\max} = 33,3$ м/с на высоте $h = 1000$ м.

Согласно выражению (2.1.13) индуктивная составляющая мощности будет равна:

$$\begin{aligned} N_{\text{инд}}^{(3)} &= \frac{1177,2^2}{2 \cdot 1,112 \cdot 7,54 \cdot 33,3} = 2481,70 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = \\ &= 2,4817 \text{ кВт} = 3,37 \text{ л.с.} \end{aligned}$$

Значение мощности, необходимой для преодоления профильного сопротивления НВ БВ определим по формуле (2.1.14) следующим образом:

$$\begin{aligned} N_{\text{проф}}^{(3)} &= 0,125 \cdot 0,97 \cdot 0,01 \cdot 1,112 \cdot 7,54 \cdot 0,064 \cdot \left[1 + 5 \left(\frac{33,3}{200} \right)^2 \right] \cdot 200^3 = \\ &= 5926,57 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = 5,9266 \text{ кВт} = 8,06 \text{ л.с.} \end{aligned}$$

Мощность, потребная для преодоления сопротивления несущих частей корпуса БВ (2.1.17) будет равна:

$$\begin{aligned} N_{\text{кор}}^{(3)} &= 0,5 \cdot 0,3 \cdot 1,112 \cdot 33,3^3 = 6159,26 \text{ Н}\cdot\text{м/с} = \\ &= 6,1592 \text{ кВт} = 8,37 \text{ л.с.} \end{aligned}$$

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

$$N_{\text{потр}}^{(3)} = N_{\text{инд}}^{(3)} + N_{\text{проф}}^{(3)} + N_{\text{кор}}^{(3)} = 19,80 \text{ л.с.} = 14,57 \text{ кВт.}$$

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

Потребную мощность для этого режима опишем выражением вида [23]:

$$N^{(4)} = N_{\text{инд}}^{(4)} + N_{\text{проф}}^{(4)}. \quad (2.1.18)$$

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 [23]:

$$N_{\text{инд}}^{(4)} = T_{\text{нв}}(v - V_y) = G(v - V_y) / \chi. \quad (2.1.19)$$

Профильная мощность практически соответствует такой мощности на режиме висения БВ.

В этом случае можно использовать формулу (2.1.10), которая для режима спуска БВ примет следующий вид:

$$N_{\text{проф}}^{(4)} = G(\omega_{\text{нв}} R_{\text{нв}}) / \chi, \quad (2.1.20)$$

Пример 2.4.

При использовании формулы (2.1.19) воспользуемся следующими результатами Примеров 2.2 и 2.2:

$$V_y = 5 \text{ м/с}; \quad v = 8,83 \text{ м/с}; \quad N_{\text{проф}}^{(2)} = 10,46 \text{ кВт} = 14,23 \text{ л.с.}$$

В этом случае расчет по формуле (2.1.19) дает следующий результат:

$$\begin{aligned} N_{\text{инд}}^{(4)} &= 1177,2(8,83 - 5) / 0,9 = 5009,64 \text{ Н} \cdot \text{м/с} = \\ &= 5,009 \text{ кВт} = 6,81 \text{ л.с.} \end{aligned}$$

Тогда из выражения (2.1.18) следует, что при $N_{\text{проф}}^{(4)} = N_{\text{проф}}^{(2)}$ мощность, потребная для выполнения вертикальной посадки БВ будет равна:

$$N^{(4)} = N_{\text{инд}}^{(4)} + N_{\text{проф}}^{(4)} = 6,81 + 14,23 = 21,04 \text{ л.с.} = 28,61 \text{ кВт}.$$

Из результатов приведенных выше примеров следует, что наибольшее значение потребной мощности $N = 34,33 \text{ л.с.} = 25,17 \text{ кВт}$ для выполнения типового профиля полета БВ, приведенного на Рис. 2.1, требуется на этапе его вертикального взлета. Это полностью соответствует утверждению, что для набора высоты вертолетом требуется бóльшая мощность, чем при его висении, горизонтальном полете и снижении [23].

Оценка общей мощности, потребной для выполнения полета БВ по типовому профилю полета, приведенному на Рис. 2.1, имеет вид:

$$N_{\text{потр}} = \max\{N^{(1)}; N^{(2)}; N^{(3)}; N^{(4)}\}. \quad (2.1.21)$$

Из приведенных выше примеров следует, что:

$$N_{\text{потр}} = \max\{34,22; 29,94; 19,80; 21,04\} = 34,22 \text{ л.с.} = 46,53 \text{ кВт.}$$

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

$$N_{\text{потр}} = (0,28 - 0,3)m_0,$$

где m_0 – взлетная масса вертолета.

В ней утверждается, что 20-25% от мощности, передаваемой на НВ, может использоваться для обеспечения работы устройств, связанных с его двигателем. В этом случае приведенная выше формула примет следующий вид:

$$N_e^* = 1,25(0,28 - 0,3)m_0. \quad (2.1.22)$$

Проблему снижения потребной мощности для осуществления поступательного движения вертолета в работе [24] предлагается решать путем повышения значения его аэродинамического качества:

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

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 в работе [1] предлагается использовать типовой корпус вертолета, имеющего эллипсоидную форму фюзеляжа с минимальным

значением коэффициента c_x и крыло, создающее дополнительную подъемную силу.

2.2. 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.

Рассмотрим один из подходов к решению этой задачи.

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

Располагаемая (эффективная) 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 – 3%.

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

Располагаемая мощность двигателя вычисляется по известной формуле [23]:

$$N_e = N_{\text{потр}}/\xi_N, \quad (2.2.1)$$

где ξ_N – коэффициент использования потребной мощности.

Этот коэффициент принимает следующие значения [22, 23]:

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

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

Пример 2.5.

Определим по формуле (2.2.1) с использованием этих данных эффективную мощность двигателя БВ для потребных мощностей, определенных в Примерах 2.1-2.4.

Располагаемая мощность двигателя для вертикального взлета БВ будет равна:

$$N_e^{(1)} = \frac{34,22}{0,78} = 43,87 \text{ л.с.} = 32,26 \text{ кВт.}$$

Мощность двигателя на режиме висения с разворотом определяется как:

$$N_e^{(2)} = \frac{29,94}{0,78} = 38,38 \text{ л.с.} = 28,22 \text{ кВт.}$$

Для горизонтального полета БВ используется следующая мощность двигателя:

$$N_e^{(3)} = \frac{19,80}{0,84} = 23,57 \text{ л.с.} = 17,33 \text{ кВт.}$$

Эффективная мощность двигателя при вертикальной посадке БВ будет равна:

$$N_e^{(4)} = \frac{21,04}{0,78} = 26,97 \text{ л.с.} = 19,83 \text{ кВт.}$$

Из полученных результатов следует, что располагаемая мощность двигателя для взлета БВ в 1,86 раза больше по сравнению с такой мощностью для его горизонтального полета.

та. Это означает, что если при выборе двигателя ориентироваться на величину $N_e^{(1)}$, то получим «перенапряженный» двигатель, т.е. двигатель с избытком располагаемой мощности, которая используется в процессе эксплуатации БВ на незначительных интервалах вертикального взлета вертолета.

Для «разгрузки» силовой установки БВ на этом режиме в работе [1] предложено использовать сбрасываемые стартовые ускорители (двигатели) с общей силой тяги $2P_{сд}$ (Рис. 2.4).

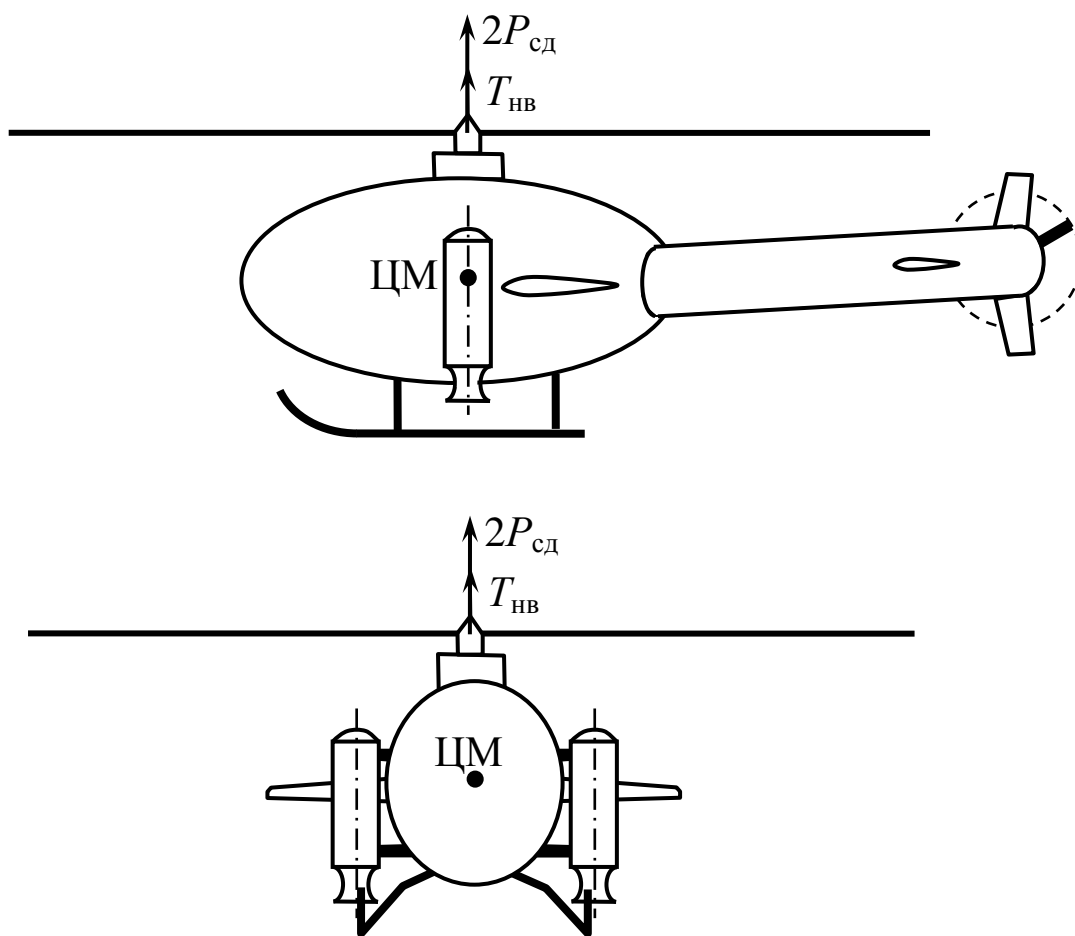


Рис. 2.4

В этом случае выбор подходящих маршевых двигателей для создаваемого БВ будем проводить не по максимальной (взлетной) мощности, а по их номинальной мощности, которая используется при выполнении основной массы полетных заданий.

Пусть $N_i^{(\text{НОМ})}$ – значение номинальной мощности i -го образца двигателя из имеющегося у Разработчика БВ каталога из n двигателей, $i = \overline{(1, n)}$. Из этого каталога выбираются образцы двигателей, удовлетворяющих следующему условию:

$$N_e^{(3)} \leq N_i^{(\text{НОМ})} \leq N_e^*, \quad i = \overline{(1, n)}. \quad (2.2.2)$$

В этом выражении значение N_e^* вычисляется с использованием формулы (2.1.22) из соотношения:

$$N_e^* = 1,25(0,28 \dots 0,3)m_0 = (0,35 \dots 0,375)m_0 = 0,375m_0, \quad (2.2.3)$$

где m_0 – взлетная масса БВ.

Отметим, что отбор вариантов двигателей осуществляется по значениям мощности в л.с.

В процессе анализа выполнения условия (2.2.2) формируется индексное множество номеров образцов подходящих двигателей:

$$J_{\text{под}} = \{i \in \overline{(1, n)} \mid N_e^{(3)} \leq N_i \leq N_e^*\}. \quad (2.2.4)$$

В дальнейшем это множество преобразуется в множество наименований (марок) отобранных вариантов двигателей, подходящих для создаваемого БВ:

$$D_{\text{под}} = \{d_s \mid s \in J_{\text{под}}\}, \quad (2.2.5)$$

где d_s – марка s -го двигателя, отобранного для последующего анализа.

Пример 2.6.

Пусть в распоряжении Разработчика БВ имеются основные характеристики отечественных поршневых двигателей, приведенные в Табл. 2.1. Неравенство (2.2.2) с учетом того, что $N_e^* = 0,375 \cdot 120 = 45$ л.с. конкретизируется следующим образом:

$$23,5 \leq N_j^{(\text{НОМ})} \leq 45, \quad j = \overline{(1, 10)}.$$

Таблица 2.1

№ 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	32 на 6600 об/мин	45 на 5000 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	45 на 6000 об/мин	64 на 5800 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 мощность, л.с./кг	1,759	1,500	1,759	1,500	1,304	1,304	1,965	1,724	1,300	2,645
Удельный расход топлива, г/л.с.·ч	240	275	240	275	210	190	190	190	240	—

Анализируя с его использованием четвертую строку Табл. 2.1, получаем, что подходящими вариантами двигателя являются образцы №1, №3, №4, №5, №7, которые составляют индексное множество (2.2.4) вида:

$$J_{\text{под}} = \{1; 3; 4; 5; 7\}. \quad (2.2.6)$$

С учетом приведенных в Табл. 2.1 наименований (марок) подходящих двигателей множество (2.2.5) представляется как:
 $D_{\text{под}} = \{\text{МД400РУ}; \text{П-032}; \text{М-18-01}; \text{ПД-1400}; \text{АПД-500}\}. \quad (2.2.7)$

Отметим, что приведенные в Разд. 2.1 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 должно выполняться формирование множеств (2.2.4), (2.2.5) с использованием базы данных (БД) по существующим двигателям из состава распределенного банка данных (БнД) САПР БВ.

2.3. Многокритериальный выбор

оптимального двигателя беспилотного вертолета

При использовании больших каталогов существующих 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 этом разделе будет приведена методика решения этой проблемы, основанная на результатах работы [26].

В связи с тем, что методика многокритериального выбора может быть использована в процессах принятия и других видов проектно-конструкторских решений при создании БВ, приведем краткую характеристику теоретических основ предлагаемой методики.

Оптимизация по Парето решений на дискретном множестве их вариантов

Будем считать, что имеется совокупность (множество) N допустимых вариантов (альтернатив) решения проектной задачи вида:

$$J_{\text{доп}} = \{1, 2, \dots, i, \dots, N\}, \quad (2.3.1)$$

где i – номер альтернативы (варианта) решения.

Пусть по условиям решаемой задачи каждая альтернатива должна оцениваться вектором показателей ее эффективности:

$$W(i) = (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ki}), \quad i = \overline{(1, N)}. \quad (2.3.2)$$

Тогда задача многокритериального выбора эффективных решений из заданного множества альтернатив $J_{\text{доп}}$ мощности N записывается в общем виде как:

$$W(i) \rightarrow \underset{i=\overline{(1, N)}}{\text{extr}}. \quad (2.3.3)$$

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 [27, 28] 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 [28].

Отметим, что для дискретного множества (2.3.1) не выполняются условия выпуклости множества допустимых решений задачи (2.3.3), что не позволяет корректным образом применять при ее решении классический метод линейной свертки критериев, основанный на применении теоремы С. Карлина [27].

Конкретизируем задачу вида (2.3.3) следующим образом:

$$\begin{aligned} (W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ri}) &\rightarrow \max_{i=(1, N)}, \\ (W_{r+1,i}, W_{r+2,i}, \dots, W_{ki}) &\rightarrow \min_{i=(1, N)}. \end{aligned} \quad (2.3.4)$$

Здесь предполагается, что вектор целевых функций (2.3.2) 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 [27], оптимизация решений по принципу Парето основывается на выделении в множестве $J_{\text{доп}}$ не-улучшаемых (парето-оптимальных) точек с использованием отношения предпочтения (отношения строгого порядка), заданного на множестве альтернативных вариантов решений. В нашем случае, при решении задачи (2.3.4) можно утверждать, что i -ая точка этого множества является предпочтительнее, чем s -ая точка множества $J_{\text{доп}}$, если для этой пары точек при $s \neq i$ одновременно выполняются условия вида:

$$\begin{aligned} W_{ji} &\geq W_{js}, \quad j = \overline{1, r}, \\ W_{ji} &\leq W_{js}, \quad j = \overline{r+1, k}, \quad i = \overline{1, N}, \quad s = \overline{1, N}, \end{aligned} \quad (2.3.5)$$

причем хотя бы одно неравенство строгое [26].

Последовательное сравнение вариантов решений между собой с исключением из рассмотрения неpreferred решений составляет основу метода решения задачи (2.3.4). Отметим, что множество эффективных (компромиссных) решений (множество Парето) состоит из «крайних» (неулучшаемых) вариантов решений [26].

В этой работе для оценки парето-оптимальности точек множества $J_{\text{доп}}$ использовалось понятие ортанта, который представляет собой в пространстве критериев (2.3.2) 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 внутренность 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 представляет собой выражение вида:

$$C_s^k = \left\{ (W_1, W_2, \dots, W_k) \mid (W_j \geq W_{js}, j = (\overline{1, r})) \wedge \wedge (W_j \leq W_{js}, j = (\overline{r+1, k})) \right\}, \quad s = (\overline{1, N}), \quad (2.3.7)$$

где \wedge – знак конъюнкции [70].

Отметим, что на практике [27, 28] 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. 2.4 приведены различные виды применяемых в них вариантов ортогональных конусов (ортантов) C_s^2 .

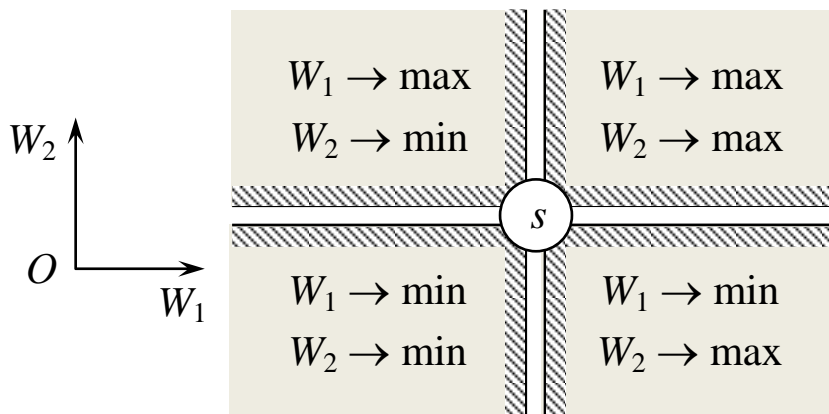


Рис. 2.4

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 для множества (2.3.1) вида:

$$J_{\text{доп}} = (1, 2, 3, \dots, i, \dots, 11),$$

на котором при $k = 2$ и $r = 1$ решается двухкритериальная задача (2.3.4):

$$W_{1i} \rightarrow \max_{i=(1, 11)} ; \quad W_{2i} \rightarrow \min_{i=(1, 11)} . \quad (2.3.8)$$

Для альтернатив $s = 1$ и $s = 6$ на Рис 2.5 приведены графические представления конусов C_1^2 и C_6^2 .

Таким образом, с помощью конусов вида (2.3.7) упорядочивание 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 $(W_{1i}, W_{2i}, \dots, W_{ki}) \in J_{\text{доп}}$, то s -ая 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 -ая точка множества $J_{\text{доп}}$ считается парето-оптимальным решением задачи (2.3.4)».

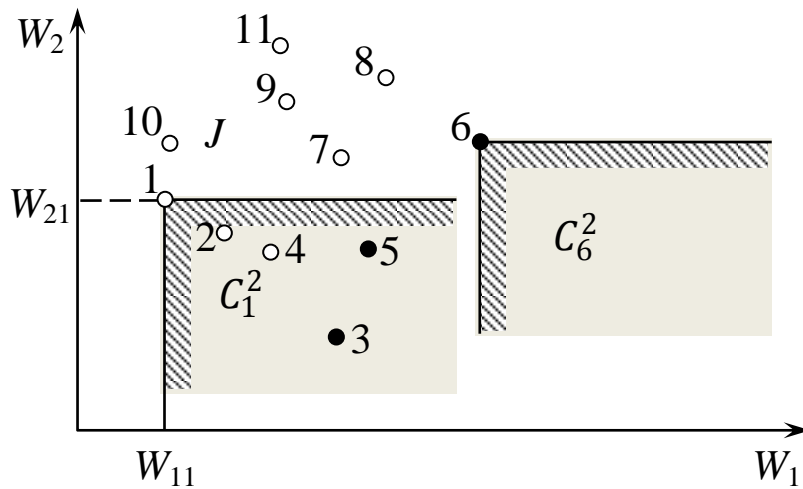


Рис. 2.5

Результатом работы этого правила является множество парето-оптимальных вариантов решений:

$$J_{\text{по}} = \{i_1, i_2, \dots, i_m\}, \quad m < N, \quad (2.3.9)$$

которое выдается ЛПР для анализа и выбора конкретного решения.

Применяя это правило к Рис. 2.5, получаем, что конус C_1^2 содержит точки 2, ..., 5, т.е. $C_1^2 \neq \emptyset$. Соответственно имеем, что $C_s^2 \neq \emptyset$ для $s \in \{2, 4, 7-11\}$. Вместе с тем, анализ показывает, что $C_3^2 = \emptyset$, $C_5^2 = \emptyset$, $C_6^2 = \emptyset$. Это означает, что в данном множестве $J_{\text{доп}}$ оптимальным по Парето решениям соответствуют точки 3, 5 и 6, т.е. $J_{\text{по}} = \{3; 5; 6\}$.

Отметим, что практическое применение метода конусов вида (2.3.7) при решении задачи (2.3.4) состоит в проверке для каждого фиксированного значения $i \in (\overline{1, N})$ перебираемых значений $s \in (\overline{1, N})$, $i \neq s$, и анализ выполнения условий вида (2.3.5). Если эти условия выполняются, т.е. $C_i^k = \emptyset$, то

i -ый вариант решений является одним из искомым вариантов решения задачи (2.3.4).

Таким образом, суть предлагаемого метода 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 (2.3.5) можно оценить формулой [26]:

$$M = (N - 1)k + (N - 2)k + \dots + 2k + k = 0,5kN(N - 1).$$

Из этой формулы следует, что для компьютерного решения модельной задачи, представленной на Рис. 2.5 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 (2.3.9) можно использовать для получения единственного «квазиоптимального» решения метод «идеальной точки» [29]. Суть этого метода заключается в следующем.

В связи с тем, что единственного оптимального решения задачи (2.3.4) объективно не существует [27], в пространстве

критериев W_1, W_2, \dots, W_k решаемой задачи выделяется точка с координатами:

$$W_{\text{ИТ}} = (W_{1,\min}, W_{2,\min}, \dots, W_{r,\min}, W_{r+1,\max}, W_{r+2,\max}, \dots, W_{k,\max}). \quad (2.3.10)$$

Такая недостижимая точка называется «идеальной точкой» (ИТ). Далее в множестве парето-оптимальных решений (2.3.9) находится точка i_0 ближайшая к ИТ.

В этом случае решение, соответствующее этому варианту, который имеет значения критериев $W_{1,i_0}; W_{2,i_0}, \dots, W_{k,i_0}$, считается «квазиоптимальным» решением задачи (2.3.4).

Поясним это на приведенном выше иллюстративном примере (см. Рис. 2.5).

В этом примере множество (2.3.9) будет иметь следующий вид:

$$J_{\text{по}} = \{3; 5; 6\}.$$

Координаты ИТ, описываемые вектором (2.3.10), конкретизируются как:

$$W_{\text{ИТ}} = (W_{1,\min}, W_{2,\max}).$$

На Рис. 2.6 представлены множество $J_{\text{по}}$ и ИТ рассматриваемой задачи.

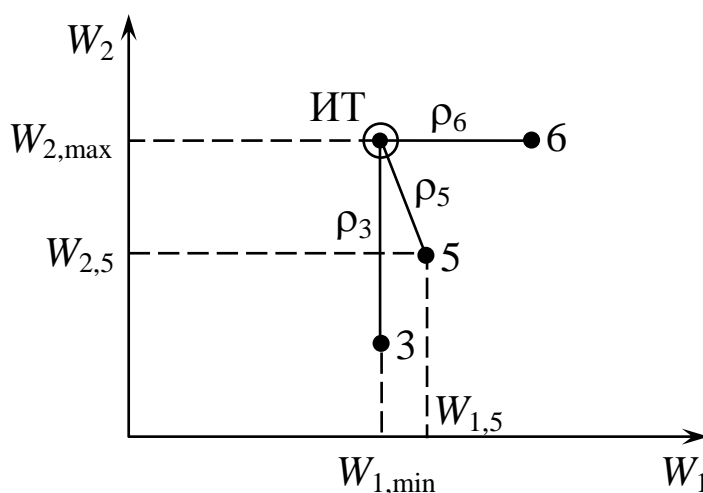


Рис. 2.6

Для определения «квазиоптимального» решения в этом примере рассматриваются расстояния от ИТ до точек $i_1 = 3;$

$i_2 = 5; i_3 = 6$, вычисляемые по известным из аналитической геометрии формулам [70]:

$$\begin{aligned} \rho_3 &= \sqrt{(W_{1,3} - W_{1,\min})^2 + (W_{2,3} - W_{2,\max})^2}; \\ \rho_5 &= \sqrt{(W_{1,5} - W_{1,\min})^2 + (W_{2,5} - W_{2,\max})^2}; \\ \rho_6 &= \sqrt{(W_{1,6} - W_{1,\min})^2 + (W_{2,6} - W_{2,\max})^2}. \end{aligned} \quad (2.3.11)$$

Из полученных значений выбирается наименьшее, которое будет соответствовать варианту $i_0 \in J_{\text{по}}$.

Следуя Рис. 2.6, таким вариантом может быть вариант $i_0 \in 5$, который имеет значения критериев $W_{1,5}$ и $W_{2,5}$.

Формулы (2.3.11) 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 (2.3.4) используются значения относительных расстояний от точек парето-оптимального множества до ИТ, которые вычисляются по общей формуле вида:

$$\rho_{i_p} = \sqrt{\sum_{l=1}^k \left(\frac{W_{l,i_p} - W_{l,\text{ИТ}}}{W_{l,\max}} \right)^2}, \quad i = (\overline{1, m}). \quad (2.3.12)$$

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 (2.3.8), когда множество парето-оптимальных решений (2.3.9) имеет m вариантов, для нахождения «квазиоптимального» решения используемая формула (2.3.12) приобретает следующий вид:

$$\rho_{ip} = \sqrt{\left(\frac{W_{1,ip} - W_{1,\min}}{W_{1,\max}}\right)^2 + \left(\frac{W_{2,ip} - W_{2,\max}}{W_{2,\max}}\right)^2}, \quad p = (\overline{1, m}). \quad (2.3.13)$$

При выборе оптимального двигателя для разрабатываемого БВ будем считать заданным множество $J_{\text{под}}$ номеров подходящих двигателей (2.2.4), которое содержит N их альтернатив (вариантов).

Формирование парето-оптимального множества двигателей для создаваемого БВ покажем при решении двухкритериальной задачи вида:

$$\begin{aligned} W_{1i} = \gamma_i &\rightarrow \max_{i \in J_{\text{под}}}; \\ W_{2i} = c_i &\rightarrow \min_{i \in J_{\text{под}}}. \end{aligned} \quad (2.3.14)$$

где γ_i – удельная мощность i -го образца двигателя (л.с./кг); c_i – удельный часовой расход топлива этого образца (г/л.с.·ч).

Используя приведенное выше решающее правило с помощью ортанта (конуса) (2.3.7), который для задачи (2.3.12) принимает следующий вид:

$$C_s^2 = \{\gamma, c \mid (\gamma_i \geq \gamma_{i_s}) \wedge (c_i \geq c_{i_s}), \quad i \in J_{\text{под}}, \quad s \in J_{\text{под}}, \quad (2.2.15)$$

формируется множество парето-оптимальных решений вида (2.3.9).

Это множество с соответствующим оформлением, например, в виде Рис. 2.5, выдается для анализа и принятия решения Разработчику БВ. При необходимости методом «идеальной точки» определяется «квазиоптимальный» вариант двигателя создаваемого БВ.

Пример 2.7.

Согласно выражению (2.2.6), имеем следующее множество альтернатив (вариантов) подходящих двигателей.

$$J_{\text{под}} = \{1; 3; 4; 5; 7\}. \quad (2.2.16)$$

В Табл. 2.2, сформированной на основе этого множества, приведены марки отобранных двигателей и значения критериев задачи (2.3.14).

Таблица 2.2

№ варианта (i)	Марка двигателя	Удельная мощность (γ_i)	Удельный часовой расход топлива (c_i)
1	МД400-РУ	1,700	240
3	П-032	2,443	430
4	М-18-01	1,800	350
5	ПД-1400	1,304	210
7	АПД-500	1,965	190

В связи с небольшим числом элементов множества $J_{\text{под}}$ будем решать задачу (2.3.14) графическим методом с использованием соответствующего вида ортанта, представленного на Рис. 2.4.

На Рис. 2.7 с использованием Табл. 2.2 приведены варианты двигателей множества (2.3.16) со значениями γ_i и c_i , $i \in J_{\text{под}}$.

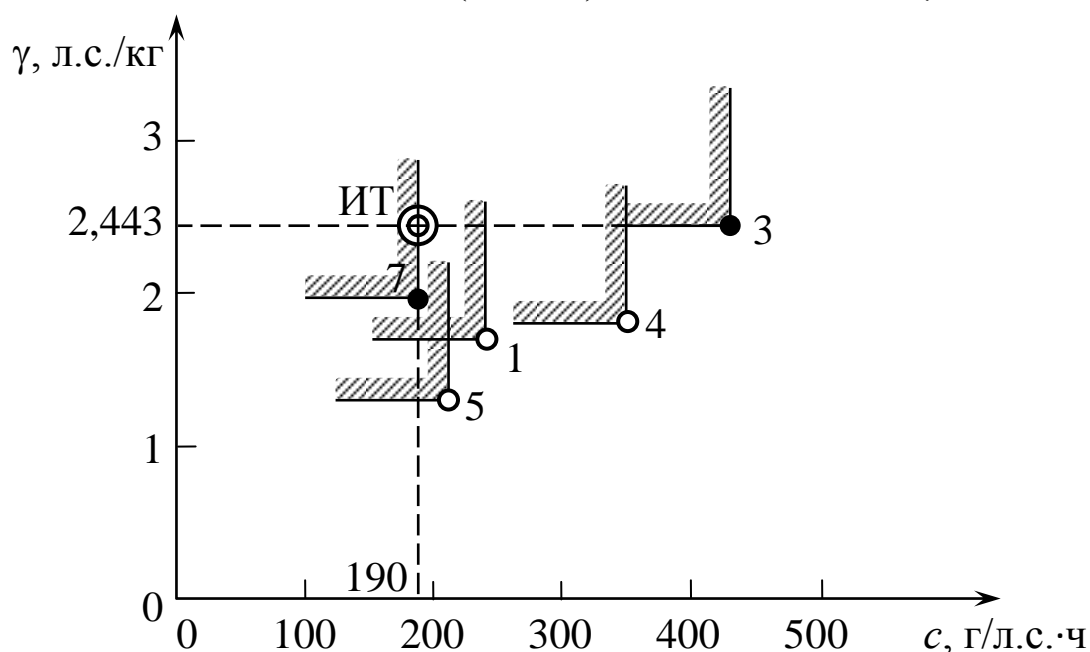


Рис. 2.7

Из этого рисунка следует, что «пустыми» ортантами являются ортанты с вершинами в точках 3 и 7, т.е. $C_3^2 = \emptyset$ и $C_7^2 = \emptyset$.

Последнее означает, что парето-оптимальное множество вариантов двигателей для разрабатываемого БВ имеет следующий вид:

$$J_{\text{по}} = \{3; 7\}. \quad (2.3.17)$$

В соответствии с Табл. 2.2 получаем множество парето-оптимальных марок двигателей:

$$D_{\text{по}} = \{\text{П-032}; \text{АПД-500}\}.$$

Для выбора конкретного варианта двигателя для создаваемого БВ можно проанализировать их ресурс.

Определим «квазиоптимальный» двигатель методом «идеальной точки» (ИТ).

Согласно Рис. 2.7, координаты этой точки записываются как:

$$(\gamma_{\text{max}}, c_{\text{min}}) = (2,443; 190).$$

Вычислим по формуле (2.3.13) расстояния от этой точки до точек множества (2.3.17):

$$\rho_3 = \sqrt{\left(\frac{2,443 - 2,443}{2,443}\right)^2 + \left(\frac{430 - 190}{430}\right)^2} = 0,558;$$

$$\rho_7 = \sqrt{\left(\frac{1,965 - 2,443}{2,443}\right)^2 + \left(\frac{190 - 190}{430}\right)^2} = 0,196;$$

В связи с тем, что $\min\{\rho_3, \rho_7\} = \rho_7$, «квазиоптимальным», т.е. наиболее близким к ИТ является двигатель АПД-500.

На наш взгляд, при решении практических задач выбора маршевого теплового двигателя для создаваемого БВ с помощью КП «Силовая установка» перспективной САПР необхо-

димом в общем случае решать четырехкритериальную задачу оптимизации вида:

$$W_{1i} = \gamma_i \rightarrow \max_{i \in J_{\text{под}}};$$

$$W_{2i} = R_i \rightarrow \max_{i \in J_{\text{под}}};$$

$$W_{3i} = c_i \rightarrow \min_{i \in J_{\text{под}}};$$

$$W_{4i} = \Pi_i \rightarrow \min_{i \in J_{\text{под}}}.$$

где R_i – ресурс i -го двигателя (ч); Π_i – цена i -го двигателя (тыс. руб.).

Следует заметить, что стоимость (цена) бензиновых двигателей значительно ниже дизельных двигателей, но они имеют меньшую топливную эффективность. Это еще раз указывает на необходимость применения при выборе двигателя для БВ компромиссных решений.

Отметим, что описанная в этой главе методика применима для многокритериального оптимального выбора электрических маршевых двигателей БВ.

Глава 3. ТЕПЛОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

По определению основоположника отечественной теории тепловых двигателей акад. Б.С. Стечкина тепловым двигателем называется машина, осуществляющая преобразование тепловой энергии сгорания применяемого топлива в требуемую механическую энергию. Разработанная им теория успешно применялась при создании в СССР поршневых и реактивных авиационных двигателей.

Данный класс двигателей, который является основным в современной беспилотной авиационной технике, включает в себя газотурбинные и поршневые двигатели. В вертолетной технике первые реализуются в виде турбовальных двигателей (ТВД), которые в основном представляют собой ГТД со свободной турбиной [7, 8, 25, 39].

Поршневые двигатели представляются такими их видами, как бензиновые (ПБД) и дизельные двигатели (ПДД) [1-3, 11, 16, 17, 25, 39].

На характер тепловых процессов, протекающих в рассматриваемом классе двигателей, существенным образом влияют параметры и характеристики внешней среды их эксплуатации.

В существующей литературе по авиационным двигателям это влияние рассматривается на качественном уровне. В данной главе приводятся конкретные количественные закономерности изменения таких основных параметров как температура, давление, влажность и плотность воздуха. Приводится исследование областей применения указанных выше ТВД, ПБД и ПДД. При этом обосновывается преимущественное

применение в перспективных оригинальных БВ, как наиболее эффективных, дизельных двигателей.

В главе также рассматриваются вопросы создания систем питания тепловых двигателей БВ и задачи программного управления требуемыми режимами их работы.

3.1. Характеристики внешней среды эксплуатации двигателей беспилотных вертолетов

При эксплуатации двигатель работает при различных параметрах окружающей среды, которые определяются в основном изменением высоты и скорости полета вертолета [7, 16, 31].

К таким параметрам относятся температура, давление, влажность воздуха, а также скорость и направление ветра. На основе их значений вычисляются вторичные параметры, например, фактическая плотность воздуха, используемые при формировании программ полетов БВ, применяемых в конкретной операции.

Известно, что атмосфера Земли делится на несколько слоев, отличающихся между собой физическими свойствами [1]. Наиболее отчетливо различие слоев атмосферы проявляется в характере распределения температуры воздуха с высотой. По этому признаку выделяют пять основных областей: 1) тропосфера, 2) стратосфера, 3) мезосфера, 4) термосфера, 5) экзосфера.

Тропосфера простирается от земной поверхности до высоты 10-12 км в умеренных широтах. У полюсов она бывает ниже, а на экваторе выше. В тропосфере сосредоточено около 79% всей массы атмосферного воздуха и почти весь водяной пар. Здесь наблюдается понижение температуры с высотой,

имеют место вертикальные движения воздуха, преобладают западные ветры, происходит образование облаков и осадков.

В тропосфере различают три слоя:

1. *Пограничный слой*, располагающийся до высоты 1000-1500 м. В этом слое сказывается существенное тепловое и механическое влияние земной поверхности и наблюдается суточное изменение метеопараметров. Нижняя часть пограничного слоя толщиной до 600 м носит название «приземного слоя». Здесь сильнее всего сказывается влияние земной поверхности, вследствие чего такие метеорологические параметры, как температура, влажность воздуха и ветер испытывают резкие изменения с высотой. Характер подстилающей поверхности в значительной степени определяет параметры воздуха «приземного слоя».

2. *Средний слой* располагается от верхней границы пограничного слоя и простирается до высоты 6000 м. В этом слое почти не сказывается влияние земной поверхности. Здесь метеоусловия определяются в основном атмосферными фронтами и вертикальными конвективными токами воздуха.

3. *Верхний слой* простирается до тропопаузы, которая представляет собой переходный слой между тропосферой и стратосферой толщиной от нескольких сот метров до 1000-2000 м. За нижнюю границу тропопаузы принимается высота, где падение температуры с высотой сменяется ровным ходом температуры с повышением или замедлением ее падения с высотой.

Естественно считать, что на характеристики двигателя БВ существенное влияние будут оказывать характеристики пограничного и среднего слоев тропосферы Земли. К общепринятым в беспилотной вертолетной технике характеристикам

относятся такие основные параметры воздуха как давление p , плотность ρ и абсолютная температура T по шкале Кельвина, относительная влажность f воздуха [1].

Следует отметить, что при определении значений этих параметров давление, температура и влажность воздуха измеряются соответствующими приборами, а его плотность вычисляется определенными методами.

Известно, что летные характеристики вертолета и его двигателя существенно зависят от высоты полета, давления, температуры и влажности воздуха [9]. С увеличением высоты уменьшается плотность воздуха, поэтому уменьшается лобовое сопротивление БВ и мощность, потребная для движения, а мощность, потребная для создания несущим винтом подъемной силы увеличивается.

При повышении давления мощность ТВД увеличивается, а при его уменьшении – пропорционально снижается [30].

Повышение температуры воздуха равноценно увеличению высоты, т.к. с ее увеличением уменьшается его плотность.

При этом температура окружающего воздуха оказывает на изменение мощности и топливной эффективности ГТД существенно большее влияние, чем его давление [7, 8, 30].

Увеличение влажности воздуха приводит к уменьшению мощности двигателя в основном на взлетном режиме его работы. Установлено, что на этом режиме уменьшение мощности происходит на 0,5-0,8%, а расход топлива увеличивается на 1,8-2,6% [3]. Расчетные основные параметры двигателя обычно соответствуют следующим нормальным параметрам стандартной атмосферы (СА) на уровне Земли [1, 9 и др.]:

$$\begin{aligned} p_H &= 760 \text{ мм. рт. ст.}; & \rho_H &= 1,225 \text{ кг/м}^3; \\ T_H &= 288,15^\circ\text{К} = 15^\circ\text{С}; & f &= 65\%. \end{aligned} \quad (3.1.1)$$

Изменения этих параметров с высотой обычно представляются в форме таблицы СА [9 и др.].

На важность учета изменения параметров атмосферы указывают результаты многолетних метеорологических наблюдений на территории России, которые установили колебания температуры от -80°C (Якутия) до $+47,5^{\circ}\text{C}$ (Новгородская обл.) и изменения атмосферного давления от 727,5 мм.рт.ст. до 821,25 мм.рт.ст. (Баренцево и Охотское моря).

При этом на европейской части РФ летом часто держалась температура $+(30-34)^{\circ}\text{C}$ при относительной влажности (75-80)% и давлении (722-735) мм.рт.ст., а зимой при антициклоне эти показатели лежали в интервалах $(-17-20)^{\circ}\text{C}$, (35-40)% и (770-774) мм.рт.ст. [13].

На важность учета состояния атмосферы указывает пример, приведенный в работе [4], в котором отмечено, что вертолет, спроектированный по параметрам СА не смог реализовать режим висения при температуре $+30^{\circ}\text{C}$.

Как было отмечено в Главе 2, потребная для движения БВ мощность зависит от плотности воздуха ρ , которая связана с другими параметрами атмосферы зависимостью вида [1]:

$$\rho = \frac{p}{RT}, \quad (3.1.2)$$

где p – давление ($\text{H}/\text{м}^2$); R – удельная газовая постоянная ($\text{м}^2/\text{с}^2 \cdot ^{\circ}\text{K}$); T – температура ($^{\circ}\text{K}$).

Из этого выражения следует, что плотность воздуха ρ возрастает с ростом атмосферного давления p и убывает с ростом температуры T .

Из таблиц СА [9 и др.] видно, что все приведенные параметры атмосферы зависят от значения высоты y над уровнем моря.

Обобщая формулу для относительной плотности воздуха $\Delta(y)$ из работы [9], путем применения выражения (3.1.2) имеем:

$$\Delta(y) = \frac{\rho(y)}{\rho_0} = \frac{p(y)}{p_0} \cdot \frac{T_0}{T(y)}, \quad (3.1.3)$$

где индекс «0» соответствует параметрам атмосферы при $y = 0$ м, то есть условиям на уровне Земли.

В работе [1] приводятся следующие зависимости, входящие в эту формулу:

$$T(y) = T_0 - \mu y; \quad (3.1.4)$$

$$\frac{p(y)}{p_0} = \left(1 - \frac{\mu}{T_0} y\right)^{\frac{1}{\mu R}}; \quad (3.1.5)$$

$$\frac{\rho(y)}{\rho_0} = \left(1 - \frac{\mu}{T_0} y\right)^{\frac{1}{\mu R} - 1}, \quad y \in [0; 11000] \text{ м.}$$

где μ – вертикальный градиент температуры ($^{\circ}\text{K}/\text{м}$), который зависит от сезона года, времени суток и характера погоды.

Для принятого в СА значения $\mu = 0,0065^{\circ}\text{K}/\text{м}$ и $R = 287,14 \text{ Дж}/\text{кг}\cdot^{\circ}\text{K}$ показатели степени в выражениях (3.1.5) будут соответственно равны 5,256 и 4,256.

Заметим, что выражения (3.1.4) и (3.1.5) соответствуют политропной модели сухой атмосферы, к которой относится СА. Расчеты с использованием формул (3.1.5) при изменениях высоты y эксплуатации двигателя являются затруднительными из-за входящих в них дробных степеней. Поэтому в работе [1] для описания изменения давления и плотности воздуха с высотой предлагается использовать экспоненциальные аппроксимации данных СА. Для плотности эта зависимость имеет следующий вид:

$$\rho(y) = \frac{p_0}{R(T_0 - \mu y)} e^{-cy}. \quad (3.1.6)$$

где $c = 0,0001286$ – параметр аппроксимации.

Естественно потребовать, чтобы измерения значений давления p_0 и температуры T_0 воздуха на стартовой позиции БВ производились в мм.рт.ст. и в градусах по шкале Цельсия. Используя коэффициент перевода атмосферного давления, равный $133,322 \text{ Н/м}^2 \cdot \text{мм.рт.ст.}$, приведенное выше значение постоянной R и формулу связи температурных шкал Кельвина и Цельсия [9], перепишем выражение (3.1.6) в следующей окончательной форме:

$$\rho = \rho(p_0, \tau_0, y) = \frac{0,46431 p_0}{273,15 + \tau_0 - \mu y} e^{-cy}, \quad (3.1.7)$$

где p_0 – атмосферное давление в мм.рт.ст; τ_0 – температура воздуха на стартовой позиции БВ в градусах Цельсия.

Экспоненциальная зависимость давления от высоты:

$$p = p(y) = p_0 e^{-cy} \quad (3.1.8)$$

и формула (3.1.4) используются при расчетах характеристик наиболее распространенных в настоящее время поршневых двигателей БВ.

Для нормальных атмосферных условий используется известная приближенная формула вида:

$$\rho(y) = \rho_0 e^{-ky}, \quad y \geq 0, \quad (3.1.9)$$

где $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$; $k = 0,0001$ – эмпирический коэффициент.

Как показал анализ современного состояния отечественной и зарубежной беспилотной вертолетной техники [1], существующие и перспективные образцы ее двигателей имеют интервал эксплуатации по высоте от нуля до нескольких тысяч метров. При этом с увеличением высоты до 10 тыс. м. ат-

мосферное давление уменьшается в 2,84 раза, а плотность воздуха – в 2,33 раза.

С использованием найденного в работе [1] значения коэффициента c и коэффициента $\mu = 0,0065$ формулы (3.1.7) и (3.1.8) для значений $y \in [0; 10000]$ м. примут вид:

$$\rho = \rho(p_0, \tau_0, y) = \frac{0,46431 p_0}{273,15 + \tau_0 - 0,0065 y} e^{-0,0001286 y}; \quad (3.1.10)$$

$$p = p(y) = p_0 e^{-0,0001286 y}. \quad (3.1.11)$$

В работе [1] отмечается, что относительные отклонения плотности воздуха на уровне Земли от нормального значения $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$, при котором проводятся в настоящее время все расчеты при проектировании двигателей, составляют соответственно $-15,6\%$ при $\tau_0 = -50^\circ\text{C}$, $p_0 = 720 \text{ мм.рт.ст.}$ и $+30,7\%$ и для $\tau_0 = -50^\circ\text{C}$, $p_0 = 770 \text{ мм.рт.ст.}$ При этом величина ρ_0 изменяется в 1,55 раза.

Приведенные выше значения указывают на существенное изменение параметров воздушной среды, что требует использования приведенных выше зависимостей при выборе двигателей и при программировании полетов современных БВ [1].

Отметим, что выражения (3.1.9)-(3.1.11) можно применять при программировании полетов БВ в регионах с умеренными климатическими условиями.

При проведении операций с использованием БВ в регионах с субтропическим и тропическим климатом, а также над водными источниками (крупные реки, озера, морские и океанские акватории) необходимо при формировании их программного управления учитывать влияние влажности атмосферы на параметры установленного на вертолете двигателя.

Известно [31], что влажность воздуха характеризуется содержанием водяного пара в атмосфере и описывается следующими показателями:

- *абсолютная влажность* a с единицей измерения г/м^3 ;
- *относительная влажность* f , отражающая степень насыщенности воздуха водяным паром в процентном отношении фактического количества пара к его количеству, которое необходимо для полного насыщения при данной температуре.

Наиболее высокое значение относительной влажности наблюдается над водными источниками, в областях тропических болот и т.п. С удалением от них вглубь континентов влажность уменьшается. В районах пустынь относительная влажность доходит до 10-20%. В сухих юго-восточных районах европейской территории РФ относительная влажность составляет в среднем 40-50%.

С увеличением высоты полета относительная влажность, как правило, уменьшается, но не равномерно. Например, в летнее дневное время у поверхности Земли она минимальная, с поднятием БВ на высоту увеличивается и на высоте 1,5-2,5 км достигает максимального значения. При дальнейшем наборе высоты относительная влажность воздуха уменьшается. Зимой, а также ночью летом, у поверхности Земли относительная влажность наибольшая, а с высотой резко убывает.

Установлено, что с ростом температуры абсолютная влажность воздуха повышается вместе с понижением его давления. При относительной влажности 20-40% воздух считается сухим, при 80-100% – влажным, при 50-70% – умеренно влажным. Влажность воздуха может значительно изменяться в течение нескольких часов или быть почти постоянной це-

лый сезон года. На практике она оценивается в процентах по отношению к давлению насыщенного пара при данной температуре.

В работе [31] отмечается, что в летнее время за счет повышения влажности воздуха мощность ПД может снизиться на 13%, а в зимнее – возрасти на 10%. Такие колебания соответственно могут вызывать изменения связанных с мощностью применяемого двигателя летно-технических характеристик БВ.

В этой работе также приводится приближенная формула для вычисления изменения относительной плотности влажного воздуха с высотой вида:

$$\Delta(y) = \frac{\rho(y)}{\rho_0} = \frac{p(y)T_0}{p_0T(y)} \left(1 - 0,378 \frac{f E}{p(y)} \right), \quad (3.1.12)$$

где f – относительная влажность воздуха по гигрометру; E – парциальное давление насыщенного пара при заданной температуре воздуха (мм.рт.ст.).

В работе [1] представлен подход к формированию зависимости плотности влажного воздуха от высоты с более детальным учетом его параметров на стартовой позиции БВ.

Параметры атмосферы существенно влияют на такую важную проблему как обледенение входных устройств (воздухозаборников) ТВД беспилотной вертолетной техники, которое в основном происходит при полетах в кучевых и слоистых облаках. Наибольшая вероятность обледенения достигается в условиях повышенной влажности воздуха на высотах до 3 км в диапазоне температур от 0°C до –20°C и, в особенности, в интервале [–5; –10]°C. Для борьбы с этим явлением предлагается исключить подъем БВ на высоту существующего облачного фронта.

3.2. Анализ применения тепловых двигателей в силовых установках беспилотных вертолетов

В настоящее время поршневые двигатели на пилотируемых вертолетах полностью заменены на газотурбинные (турбовальные) двигатели (ТВД) [7, 8, 15, 30]. Применение таких двигателей обеспечивает:

- увеличение массовой отдачи вертолетов;
- рост их крейсерских скоростей;
- увеличение взлетной массы вертолетов за счет увеличения мощности силовой установки;
- упрощение эксплуатации, повышение надежности (надежный запуск при низких температурах окружающего воздуха) и другие эксплуатационные преимущества.

Вместе с тем параметры и характеристики ТВД имеют ряд отличий от аналогичных параметров поршневых двигателей.

Для обоснованного выбора двигателей при разработке оригинальных БВ целесообразно выявить их преимущества и недостатки и оценить перспективы каждого типа двигателей.

Как было отмечено в Разд. 1.2, при создании экономичных вертолетных ГТД небольшой мощности основная трудность состоит в низких значениях КПД компрессора и турбины ТВД. Основной причиной этого является тот факт, что при небольшом расходе воздуха и малых размеров их лопаток возрастает доля потерь на перетекание воздуха и газов по радиальным зазорам. Для их исключения на таких ТВД применяют комбинированные осецентробежные компрессоры, тщательно уплотняют газоздушный тракт двигателя путем применения мастики и меднографитовых вставок в его компрессор и турбину, проводят бандажирование лопаток турби-

ны и др. [30]. Отметим, что реализация таких мероприятий резко увеличивает стоимость малоразмерных ТВД.

В этой достаточно подробной и обстоятельной работе конца 70-х годов прошлого века отмечается, что для развития легкой учебной и спортивной авиации необходимы ТВД мощностью 300-500 л.с. (220-360 кВт). К сожалению, к настоящему времени прогресс в этой области практически только появляется [12, 25, 86, 87]. Удельный расход топлива у таких двигателей был в эти годы существенно выше, чем у существующих поршневых двигателей. Например, этот показатель для ГТД-350 вертолета Ми-2 и поршневого двигателя АИ-26В, эксплуатируемого на вертолете Ми-1, различается в 1,14-1,75 раза в зависимости от режима работы их двигателей от взлетного до второго крейсерского. При этом отмечается, что керосин, применяемый на ГТД-350, в 2-2,5 раза дешевле по ценам тех лет, чем авиационный бензин для двигателя АИ-26В.

Вертолетные ГТД имеют значительно меньший удельный расход масла по сравнению с поршневыми двигателями. Такой расход для номинального режима работы поршневых двигателей различается в 2,67 раза.

Вместе с тем ТВД имеет большее значение удельной мощности и, соответственно, меньшее значение удельной массы. В приведенных выше двигателях это различие больше (меньше) почти в 2 раза.

Газотурбинные двигатели по сравнению с поршневыми обладают худшей приемистостью из-за небольшого избытка мощности турбины в процессе ее раскрутки, что вызвано необходимостью обеспечения нужных запасов устойчивости компрессора. Для двигателя АИ-26В и ГТД-350 это время, со-

ставляющее соответственно 6-7 с. и 10-15 с., различается в 1,67-2,14 раза.

Одним из важнейших эксплуатационных требований является простота и удобство технического обслуживания двигателя БВ. По этому фактору ТВД выгодно отличаются от поршневых двигателей вследствие отсутствия в их конструкции агрегатов и систем, требующих значительных затрат времени на проведение технического обслуживания. В частности, отсутствует необходимость регулировки зазоров клапанов каждого цилиндра и зазоров в прерывателе системы зажигания карбюраторных поршневых двигателей. Кроме этого, отсутствует такой важный недостаток как замасливание свечей.

Поршневые двигатели за счет их систем смазки более чувствительны, чем ТВД к малым и отрицательным температурам окружающего воздуха.

Вместе с тем можно указать на следующий эксплуатационный недостаток малоразмерных ТВД. Компрессор и турбина таких двигателей имеют тонкие лопатки небольших размеров, вращающиеся при больших оборотах (порядка 20-30 тыс. об/мин). Эти лопатки могут быть повреждены попадающими в двигатель через воздухозаборник пылью, песком и посторонними предметами, поднимаемыми при работе несущего винта вертолета. Поэтому рекомендуется периодически очищать взлетно-посадочную площадку вертолетов от посторонних предметов и поливать водой [30].

Отметим еще один недостаток ТВД. Температура корпусов соплового аппарата и выходного устройства при работе ТВД достигает 300-500°C, что делает этот вид двигателей БВ более пожароопасным по сравнению с поршневыми двигателями.

Проведем оценку ТВД и поршневых двигателей по таким их основным эксплуатационным показателям как эффективная мощность N_e и удельный расход топлива C_e .

Для анализа влияния на эти показатели такого фактора как высота полета БВ будем использовать выражения (1.2.1), (1.3.4), (1.3.5) и (1.3.7).

Перепишем выражение (1.2.1) для вычисления эффективной мощности ТВД, развиваемой на высоте y , в следующем виде:

$$N_e^{(1)}(y) = N_e^{(1)}(0)B(y). \quad (3.2.1)$$

Здесь функция $B(y)$ представляется как:

$$B(y) = \frac{p(y)}{p(0)} \sqrt{\frac{T(y)}{T(0)}}. \quad (3.2.2)$$

Соответственно формулы (1.3.4) и (1.3.5) для расчета эффективной мощности поршневых двигателей представим как:

$$N_e^{(2)}(y) = N_e^{(2)}(0)A(y), \quad (3.2.3)$$

где функция $A(y)$ имеет вид:

$$A(y) = 1,11 \frac{p(y)}{p(0)} \sqrt{\frac{T(y)}{T(0)}} - 0,11. \quad (3.2.4)$$

Поделив обе части выражений (3.2.1) и (3.2.3) на значение мощностей при $y = 0$, получим относительные величины мощности ТВД и ПД:

$$\bar{N}_e^{(1)}(y) = B(y); \quad \bar{N}_e^{(2)}(y) = A(y). \quad (3.2.5)$$

Результаты расчетов по этим формулам с использованием выражений (3.2.2) и (3.2.4) приведены в Табл. 3.1 и на Рис. 3.1.

При расчетах для зависимости $p(y)$ и $T(y)$ при $y \in [0; 6000]$ м были использованы формулы (3.1.3) и (3.1.11) при $T(0) = 288,15^\circ\text{K}$ и $\mu = 0,0065$.

Таблица 3.1

$y, \text{ м}$	$B(y)$	$A(y)$
0	1	1
500	0,932	0,937
1000	0,869	0,877
1500	0,910	0,821
2000	0,756	0,768
2500	0,704	0,719
3000	0,656	0,672
3500	0,612	0,627
4000	0,570	0,586
4500	0,531	0,547
5000	0,495	0,510
5500	0,461	0,475
6000	0,430	0,442

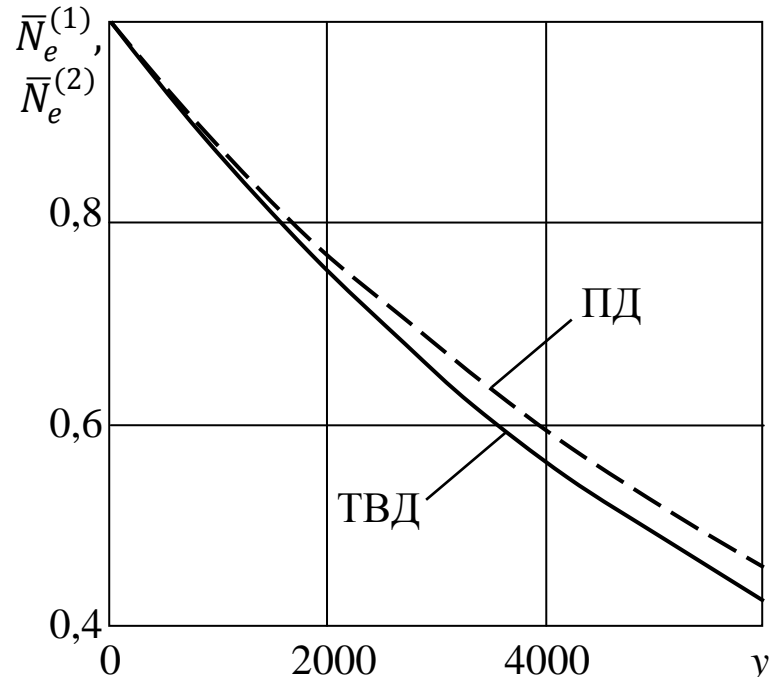


Рис. 3.1

Из полученных результатов следует, что эффективная мощность ПД менее подвержена изменению с высотой и больше, чем мощность ТВД.

Представим относительные значения удельных расходов топлива для ТВД и ПД как:

$$\bar{c}_{\text{уд}}^{(1)} = \frac{c_{\text{уд}}^{(1)}(y)}{c_{\text{уд}}^{(1)}(0)} = C(y); \quad \bar{c}_{\text{уд}}^{(2)} = \frac{c_{\text{уд}}^{(2)}(y)}{c_{\text{уд}}^{(2)}(0)} = D(y). \quad (3.2.7)$$

Для расчета функций $C(y)$ и $D(y)$ будем использовать следующие формулы:

$$C(y) = 1 - 5 \cdot 10^{-6} y; \quad (3.2.8)$$

$$D(y) = 1 / [1,11 - 0,11(p(y)/p(0))\sqrt{T(y)/T(0)}]. \quad (3.2.9)$$

Здесь в качестве выражения (3.2.8) используется линейная аппроксимация графика $\bar{c}_{\text{уд}} = f(h)$ из работы [15], а формула (3.2.9) соответствует выражению (1.3.7).

Результаты расчетов по формулам (3.2.7)-(3.2.9) при указанных выше исходных данных представлены в Табл. 3.2 и на Рис. 3.2.

Таблица 3.2

$y, \text{ м}$	$B(y)$	$A(y)$
0	1	1
500	0,932	0,937
1000	0,869	0,877
1500	0,910	0,821
2000	0,756	0,768
2500	0,704	0,719
3000	0,656	0,672
3500	0,612	0,627
4000	0,570	0,586
4500	0,531	0,547
5000	0,495	0,510
5500	0,461	0,475
6000	0,430	0,442

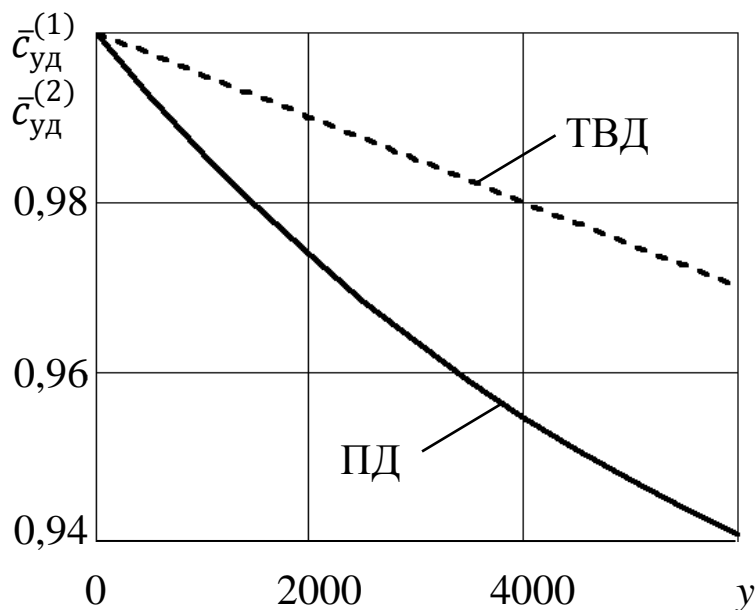


Рис. 3.2

Из этих результатов следует, что удельный расход топлива у ТВД превышает такой расход топлива ПД и с ростом высоты это превышение увеличивается. Отсюда можно сделать вывод о приоритетном применении ПД в силовых установках маловысотных низкоротных оригинальных БВ.

Приведем примеры характеристик ТВД и некоторых ПД эквивалентной мощности.

Авиационный ТВД ГТД-350, представленный на Рис. 3.3 и Рис. 3.4, был разработан и эксплуатируется до настоящего времени на вертолете Ми-2 [30].

Данный двигатель имеет конструкцию, в которой камера сгорания вынесена за турбину, приближенную к компрессору с петлеобразным движением газа, что характерно для ТВД малой мощности и турбостартеров. При такой компоновке сокращаются длины силовых валов двигателя, что дает возможность увеличения числа оборотов его роторов и в конечном итоге снизить удельную массу двигателя и повысить его экономичность [30].

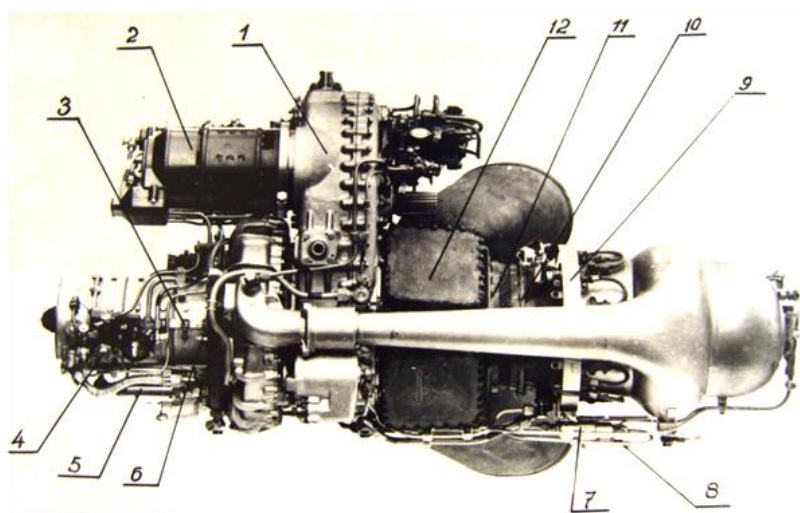


Рис. 3.3. Двигатель ГТД-350 (вид слева)

1 – корпус редуктора; 2 – стартер-генератор; 3 – корпус компрессора; 4 – агрегат ДС-40Т; 5 – соленоид клапана противообледенения; 6 – кронштейн датчика давления масла; 7 – блок дренажных клапанов; 8 – дренажный штуцер; 9 – коллектор термопар (замер температуры газов перед турбиной компрессора); 10 – корпус турбины компрессора; 11 – корпус свободной турбины; 12 – крышка газосборника.

Основные характеристики ГТД-350 представлены в Табл. 3.3.

Таблица 3.3

Мощность, кВт (л.с.)	
– взлетная	294 (400)
– номинальная	236 (320)
– крейсерская (на 87,5% оборотов)	210 (285)
– крейсерская (на 84,5% оборотов)	173 (235)
Удельная мощность, л.с./кг	2,87
Удельный расход топлива, г/л.с.·ч	
– на взлетном режиме	840
– на номинальном режиме	910
– на крейсерском режиме (на 87,5% оборотов)	960
– на крейсерском режиме (на 84,5% оборотов)	1020
Габаритные размеры, мм	
– длина	1385
– высота	760
– ширина	520
Сухая масса двигателя, кг	139,50

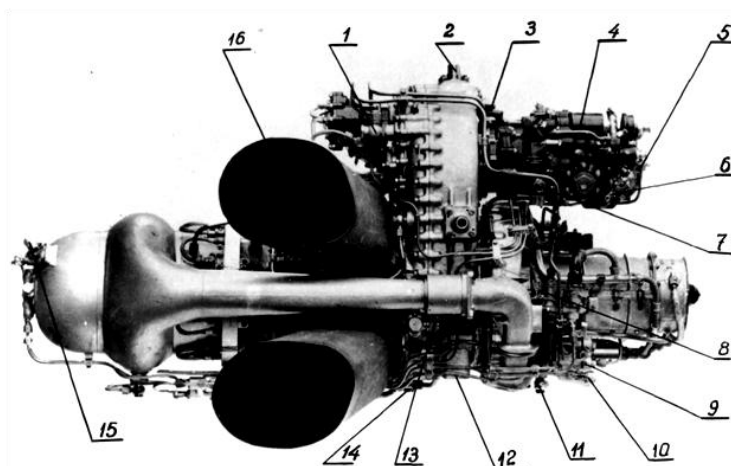


Рис. 3.4. Двигатель ГТД-350 (вид справа)

1 – суфлер; 2 – цапфа крепления двигателя на вертолете верхняя; 3 – штуцер суфлирования маслобака с двигателем; 4 – агрегат НР-40Т; 5 – рычаг управления двигателем; 6 – рычаг стоп-крана; 7 – штуцер подвода топлива к двигателю; 8 – клапан постоянного давления пускового топлива; 9 – клапан перепуска воздуха и противообледенения; 10 – дренажный штуцер топливных агрегатов; 11 – штуцер отвода воздуха для нужд вертолета; 12 – фланец крепления двигателя на вертолете; 13 –штуцер отвода масла из двигателя в радиатор; 14 – пробка слива масла из редуктора; 15 – свеча зажигания; 16 – выхлопной патрубок.

Описание разработанного на базе унифицированного газогенератора в ЦИАМ малоразмерного ТВД-300, предназначенного для легких самолетов и вертолетов, приведено в статье [87]. Вертолетный вариант этого двигателя без теплообмена имеет основные параметры, представленные в Табл. 3.4.

Таблица 3.4

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

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

Базовый образец поршневого карбюраторного двигателя М-14П, разработанного для применения в спортивных самолетах и модифицируемого в настоящее время (см. Разд. 1.3), имеет характеристики, приведенные в Табл. 3.5.

Таблица 3.5

Мощность, л.с. / число оборотов, об/мин	
– взлетный	360 / 2900
– номинал 1	290 / 2400
– номинал 2	240 / 2050
– крейсерский 1	180 / 1860
– крейсерский 2	144 / 1730
Удельная мощность, л.с./кг	1,62
Удельный расход топлива, г/л.с.·ч	
– взлетный	285-315
– номинал 1	280-310
– номинал 2	260-300
– крейсерский 1	210-230
– крейсерский 2	215-235
Габаритные размеры, мм:	
– длина	985
– высота	985
– ширина	924
Сухая масса, кг	214

В табл. 3.6 приведены характеристики современного российско-германского дизельного ПД RED A03 с турбонаддувом, предназначенного для использования в легкой авиации и тяжелых БЛА.

Этот тип двигателя также может быть использован при разработке оригинальных БВ тяжелого класса.

Таблица 3.6

Мощность, л.с. / число оборотов, об/мин	
– максимальная	500 / 2127
– номинальная	460 / 1995
– минимальная	400 / 1862
– удельная, л.с./кг	1,37
Удельный расход топлива, г/кВт·ч	215-220
Габаритные размеры, мм:	
– длина	684
– высота	410
– ширина	410
Сухая масса с редуктором 1:1,78, кг	363

В работе [25] приведены без соответствующего обоснования следующие рекомендации по применению тепловых двигателей в современной беспилотной авиационной технике самолетного типа:

- ГТД используются на средних и тяжелых БЛА, имеющих широкие диапазоны высот и скоростей полета. При этом отмечается, что к 2025 году будут созданы ГТД малой и сверхмалой размерности;

- ПД применяются на легких, средних (масса 200-1000 кг) и реже на тяжелых (масса более 1000 кг) БЛА с большими скоростями и высотами полетов.

Отмечается, что до мощности 150 кВт (203 л.с.) преимущество имеют бензиновые ПД, а при большей потребляемой мощности эффективнее использовать турбодизельные либо турбокомпаундные двигатели.

При требуемой мощности более 500 кВт (680 л.с.) ПД начинают уступать ГТД по удельной массе.

Приведем один из подходов к количественному обоснованию выбора вида теплового двигателя для разрабатываемого оригинального БВ.

Будем считать, что из анализа современного состояния отечественного двигателестроения известны интервалы измерения мощностей существующих бензиновых (БД), дизельных (ДД) и турбовальных (ТВД) двигателей.

$$\begin{aligned} J_{\text{БД}} &= [N_{\text{БД}}^{(1)}, N_{\text{БД}}^{(2)}]; \\ J_{\text{ДД}} &= [N_{\text{ДД}}^{(1)}, N_{\text{ДД}}^{(2)}]; \\ J_{\text{ТВД}} &= [N_{\text{ТВД}}^{(1)}, N_{\text{ТВД}}^{(2)}], \end{aligned} \quad (3.2.10)$$

где $N_j^{(1)}, N_j^{(2)}$ – соответственно минимальное и максимальное значения мощности j -го вида двигателей, $j \in \{\text{БД}, \text{ДД}, \text{ТВД}\}$.

Отметим, что интервалы (3.2.10) могут пересекаться вследствие того, что требуемое значение мощности может быть обеспечено двигателями различных видов.

Для решения сформулированной выше задачи будем использовать приведенную в работе [9] формулу для определения максимальной скорости вертолете в м/с:

$$V_{\text{max}} = 270 \frac{N}{G} K_{\text{верт}} \eta_0 \varepsilon, \quad (3.2.11)$$

где N – мощность двигателя (л.с.); $G = m_0 g$ – вес вертолета (Н); m_0 – взлетная масса (кг); g – ускорение свободного падения (м/с^2); $K_{\text{верт}}$ – аэродинамическое качество вертолета; η_0 – относительный КПД его несущего винта; ε – коэффициент использования мощности.

Формула, аналогичная этому выражению, но для крейсерской скорости $V_{\text{кр}}$ полета вертолета представлена в статье [24].

Преобразуем формулу (3.2.11) к следующему виду:

$$N = \frac{GV_{\text{max}}}{270K_{\text{верт}}\eta_0\varepsilon} = \frac{m_0 g V_{\text{max}}}{270K_{\text{верт}}\eta_0\varepsilon}.$$

Перепишем это выражение как:

$$N = \left(\frac{g}{270K_{\text{верт}}\eta_0\varepsilon} \right) m_0 V_{\text{max}} . \quad (3.2.12)$$

Используя статистические данные из работ [22, 24]:

$$K_{\text{верт}} = 4,23; \quad \eta_0 = 0,7; \quad \varepsilon = 0,86,$$

получаем при $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ следующую конкретизацию зависимости (3.2.12):

$$N = 0,01427m_0V_{\text{max}}. \quad (3.2.13)$$

При использовании значений V_{max} в единицах км/ч эта формула примет следующий вид:

$$N = 0,00396m_0V_{\text{max}}. \quad (3.2.14)$$

Из обзора существующих и разрабатываемых зарубежных и отечественных БВ, приведенной в работе [1], будем использовать следующие граничные значения параметров m_0 и V_{max} различных классов оригинальных БВ:

$$m_0 = \{10; 100; 200; 400; 800; 1000\} \text{ (кг);}$$

$$V_{\text{max}} = \{50; 100; 150; 200; 250\} \text{ (км/ч).}$$

Расчеты мощности N в л.с. по формуле (3.2.14) приведены в Табл. 3.7.

Из этой таблицы следует, что при представленных выше значениях параметров оригинальных БВ располагаемые мощности их двигателей изменяются от 1,982 л.с. (1,458 кВт) до 990,972 л.с. (728,86 кВт).

Таблица 3.7

$m_0 \backslash V_{\text{max}}$	50	100	150	200	250
10	1,982	3,964	5,946	7,928	9,910
100	19,819	39,639	59,458	79,278	99,097
200	39,639	79,278	118,917	158,556	198,194
400	79,278	158,556	237,833	317,111	396,389
800	158,556	317,111	457,667	634,222	792,778
1000	198,194	396,389	594,583	792,778	990,972

Применяемый вид двигателя для разрабатываемого БВ устанавливается путем проверки условий принадлежности вычисленного значения N интервалам вида (3.2.10):

$$\begin{aligned} N &\in [N_{\text{БД}}^{(1)}, N_{\text{БД}}^{(2)}]; \\ N &\in [N_{\text{ДД}}^{(1)}, N_{\text{ДД}}^{(2)}]; \\ N &\in [N_{\text{ТВД}}^{(1)}, N_{\text{ТВД}}^{(2)}]. \end{aligned} \quad (3.2.15)$$

Если ни одно из этих условий не выполняется, то считается, что двигатель, отвечающий значениям m_0 , V_{max} в настоящее время не существует.

Для вычисленного значения N возможно выполнение двух условий из состава выражений (3.2.15). Это означает, в разрабатываемом БВ можно использовать 2 типа тепловых двигателей. Такими типами могут быть БД и ДД или ДД и ТВД. В этом случае выбор типа применяемого двигателя осуществляется с привлечением их дополнительных характеристик (цена, ресурс, удельная масса, расход топлива и т.д.).

Из материалов Разд. 1.2 и 1.3 можно сформировать следующие интервалы вида (3.2.10):

$$J_{\text{БД}} = [4; 370] \text{ л.с.}; \quad J_{\text{ДД}} = [100; 500] \text{ л.с.}; \quad J_{\text{ТВД}} = [500; 800] \text{ л.с.}$$

При их сопоставлении с данными Табл. 3.7 следует, что:

- варианты $(m_0, V_{\text{max}}) = (10, 50)$ и $(1000, 250)$ не могут быть реализованы при существующих образцах тепловых двигателей,
- бензиновые двигатели могут применяться на беспилотных вертолетах при $m_0 \in [10, 400]$ кг и $V_{\text{max}} \in [100, 200]$ км/ч,
- дизельные двигатели могут использоваться на БВ при значениях $m_0 \in [200, 800]$ кг и $V_{\text{max}} \in [150, 200]$ км/ч,

- перспективные ТВД могут применяться для БВ с параметрами $m_0 \in [800, 1000]$ кг и $V_{\max} \in [150, 250]$ км/ч.

3.3. Системы питания тепловых двигателей беспилотных вертолетов

Топливная система вертолетов практически не отличается от аналогичной системы силовых установок самолетов [32].

Самолетные системы прошли эволюцию от простейших систем, включающих в себя только топливные баки и трубопроводы до сложных современных комплексов, состоящих из следующих подсистем: подачи топлива в двигатели; перекачки топлива в расходный бак; управления порядком перекачки топлива; наддува и дренажа топливных баков; заправки и слива топлива в полете и на земле; охлаждения и др. [33]. Соответственно резко усложнились топливные системы современных пилотируемых вертолетов.

Для достижения минимальной стоимости разрабатываемого БВ его топливная система должна иметь простую структуру, необходимую и достаточную для выполнения функций специализированного вертолета, заложенных в техническом задании на его проектирование [1]. В этой работе кратко рассмотрены основные функции топливной системы БВ.

Остановимся более подробно с использованием работ [2, 9, 33] на методах расчета ее характеристик и конструктивном исполнении входящих нее агрегатов.

Топливная система БВ предназначена для размещения на его борту необходимого запаса топлива, подготовки и подачи топлива, необходимого двигателю на всех режимах его работы и всех высотах эксплуатации вертолета.

Топливная система БВ включает в себя следующие агрегаты:

- топливные баки с соответствующей арматурой;
- насосы подкачки и перекачки топлива, осуществляющие подачу топлива из баков к двигателю и его перемещение из одних баков в другие баки системы;
- фильтры для грубой и тонкой очистки топлива от посторонних примесей;
- топливные и дренажные трубопроводы;
- клапаны, обеспечивающие требуемые режимы течения топлива в системе.

Топливные системы БВ независимо от рассмотренных выше видов использованных двигателей должны удовлетворять общепринятым критериям:

- минимальная масса системы;
- минимальная стоимость системы;
- высокая надежность хранения, подготовки и подачи топлива в двигатель на всех режимах полета вертолета;
- максимальная работоспособность системы при повреждениях и отказах ее отдельных агрегатов;
- минимальное влияние выработки топлива на центровку вертолета;
- максимальная простота технического обслуживания и ремонта системы.

В связи с многокритериальностью требований к топливной системе БВ при ее разработке необходимо принимать компромиссные проектные решения [33].

Разработка топливной системы БВ начинается с определения общего запаса топлива на его борту. Этот расчет осуществляется с использованием летно-технических и баланси-

ровочных характеристик вертолета, характеристик двигателя, профилей и режимов полета БВ.

При расчете общего запаса топлива на борту БВ используем формулу (1.3.2), которую представим в виде:

$$m_T = c_e N_e \tau_{\text{п}}. \quad (3.3.1)$$

Здесь c_e и N_e – соответственно удельный расход топлива и эффективная мощность двигателя; $\tau_{\text{п}}$ – полетное время вертолета. Эти значения берутся из методики выбора двигателя, предложенной в Разд. 2.3, и из технического задания на разработку БВ [1].

В работе [33] предлагается рассматривать следующие составляющие массы бортового топлива:

$m_T^{(\text{пр})}$ – масса топлива для выполнения программы полета по заданному маршруту;

$m_T^{(3)}$ – масса топлива, расходуемая двигателем при работе на земле (запуск, опробование, рулежка и др.);

$m_T^{(\text{м})}$ – масса топлива, используемого при маневрировании в воздухе в зоне аэродрома до выхода на маршрут полета;

$m_T^{(\text{ну})}$ – масса топлива, необходимого для выполнения маневров, связанных с неблагоприятными условиями полета (встречный ветер, обход грозового фронта и т.п.);

$m_T^{(\text{п})}$ – масса топлива, расходуемого для ликвидации нештатных ситуаций при посадке (повторный заход на посадку, ожидание в воздухе осуществления посадки и т.д.);

$m_T^{(\text{н})}$ – масса невыработанного остатка топлива в баках и трубопроводах системы.

С учетом этих составляющих масса бортового запаса топлива будет равна:

$$m_{\text{бт}} = m_{\text{Т}}^{(\text{пр})} + m_{\text{Т}}^{(3)} + m_{\text{Т}}^{(\text{м})} + m_{\text{Т}}^{(\text{ну})} + m_{\text{Т}}^{(\text{п})} + m_{\text{Т}}^{(\text{н})}. \quad (3.3.2)$$

При этом предлагается использовать формулу вида:

$$m_{\text{бт}} = Am_{\text{Т}}^{(\text{пр})}. \quad (3.3.3)$$

Для самолетов, к которым не предъявляются особые требования по безопасности полетов (самолеты – истребители), рекомендуется использовать значения коэффициента $A = 1,07-1,1$, которое обеспечивает резервное увеличение массы топлива на 7-10% [33].

На наш взгляд, это значение можно использовать и в беспилотной вертолетной технике. Тогда формулу (3.3.3) с учетом выражения (3.3.1), которое будет описывать затраты топлива при программированном типовом полете БВ (см. Рис. 2.4), можно представить как:

$$m_{\text{бт}} = (1,07-1,10)c_e N_e \tau_{\text{п}}. \quad (3.3.4)$$

Исходя из этого значения, объем бортового запаса топлива БВ вычисляется по следующей формуле:

$$V_{\text{бт}} = \frac{m_{\text{бт}}}{\rho_{\text{Т}}} = \frac{(1,07-1,10)c_e N_e \tau_{\text{п}}}{\rho_{\text{Т}}}, \quad (3.3.5)$$

где $\rho_{\text{Т}}$ – плотность топлива для применяемого в силовой установке БВ двигателя.

Значение $\rho_{\text{Т}}$ при стандартной температуре $t = 20^\circ\text{C}$ для авиационного бензина равно $\sim 0,710 \text{ г/см}^3$, для автомобильного бензина $0,725-0,765 \text{ г/см}^3$, для авиационного керосина $0,780 \text{ г/см}^3$, а для дизельного топлива 850 кг/м^3 .

Изменение объема топлива при его массе $m_{\text{бт}}$ при температурах t_1 и t_2 описывается следующей формулой [33]:

$$V_{\text{бт}}^{(2)} - V_{\text{бт}}^{(1)} = m_{\text{бт}} \left(\frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1} \right), \quad (3.3.6)$$

где ρ_1 и ρ_2 – плотности применяемого топлива при температурах t_1 и t_2 , которые определяется как:

$$\rho_1 = \rho_0 - \beta(t_1 - 20^\circ\text{C}); \quad \rho_2 = \rho_0 - \beta(t_2 - 20^\circ\text{C}). \quad (3.3.7)$$

Здесь ρ_0 – плотность топлива при $t = 20^\circ\text{C}$; коэффициент $\beta = 0,7-0,9$ [кг/м³·град].

В работе [2] отмечается, что при равных объемах хранимого на борту топлива $V_{\text{бт}}$ наименьшую поверхность и, следовательно, массу имеют топливные баки сферической формы. Такие баки имеют значительно меньшую величину невыработываемого остатка топлива [33].

Используя известную формулу объема шара [70], имеем следующую оценку значения внутреннего радиуса сферического топливного бака (ТБ):

$$R_{\text{ТБ}} = \sqrt[3]{\frac{3V_{\text{бт}}}{4\pi}}. \quad (3.3.8)$$

После подстановки в это выражение правой части формулы (3.3.5), получим расчетное соотношение вида:

$$R_{\text{ТБ}} = \sqrt[3]{\frac{(3,21 - 3,30)c_e N_e \tau_{\text{п}}}{4\pi\rho_{\text{п}}}}. \quad (3.3.9)$$

Пример 3.1.

Определим массу, объем бортового запаса топлива и внутренние размеры топливного бака при температуре $t = 20^\circ\text{C}$ для следующих данных из Примеров 2.1 и 2.7:

$$\tau_{\text{п}} = 1,5 \text{ ч}; \quad c_e = 190 \text{ г/л.с.}\cdot\text{ч}; \quad N_e = 57 \text{ л.с.}$$

Выбирая среднее значение коэффициента $A = 1,085$, с использованием формулы (3.3.4) имеем:

$$m_{\text{бт}} = 1,085 \cdot 190 \cdot 57 \cdot 1,5 = 17625,83 \text{ г} = 17,625 \text{ кг.}$$

Предполагая, что для используемого двигателя АПД-500 применяется автомобильный бензин с плотностью $\rho_{\text{т}} = 0,75$ г/см³

при температуре 20°C, объем бака вычислим из формулы (3.3.5) как:

$$V_{\text{бт}} = \frac{17625,83}{0,75} = 23501,1 \text{ см}^3 = 23,5 \text{ л.}$$

Применяя выражение (3.3.8), внутренние значения радиуса и диаметра топливного бака соответственно будут равны:

$$R_{\text{тб}} = \sqrt[3]{\frac{3 \cdot 23501,1}{4\pi}} = \sqrt[3]{5613,32} = 17,772 \text{ см} = 178 \text{ мм};$$

$$D_{\text{тб}} = 2R_{\text{тб}} = 35,543 \text{ см} = 356 \text{ мм.}$$

Изменение объема топлива, описываемое выражениями (3.3.6) и (3.3.7), требует его более подробного расчета с учетом интервала температур $[t_{\text{min}}, t_{\text{max}}]$, при которых будет осуществляться эксплуатация разрабатываемого БВ. Для некоторой температуры $t_k \in [t_{\text{min}}, t_{\text{max}}]$ и $t_0 = 20^\circ\text{C}$ преобразуем указанные формулы к следующему виду:

$$\Delta V_{\text{бт}} = V_{\text{бт}}^{(\text{max})} - V_{\text{бт}}^{(\text{min})} = m_{\text{бт}} \left(\frac{1}{\rho_{\text{max}}} - \frac{1}{\rho_{\text{min}}} \right), \quad (3.3.10)$$

где плотность топлива при максимальной и минимальной температуре вычисляются как:

$$\begin{aligned} \rho_{\text{max}} &= \rho_0 - \beta(t_{\text{max}} - 20); \\ \rho_{\text{min}} &= \rho_0 - \beta(t_{\text{min}} - 20). \end{aligned} \quad (3.3.11)$$

Пример 3.2.

Будем считать, что БВ должен эксплуатироваться в интервале температур $[t_{\text{min}}, t_{\text{max}}] = [-40; +50]^\circ\text{C}$.

Для топлива, рассмотренного в Примере 3.1, имеем, что $\rho_0 = 0,75 \text{ г/см}^3 = 750 \text{ кг/м}^3$.

Тогда, применяя формулы (3.3.11) при значении коэффициента $\beta = 0,8 \text{ кг/м}^3 \cdot \text{град}$, имеем:

$$\rho_{\text{max}} = 750 - 0,8(50 - 20) = 726 \text{ кг/м}^3 = 0,726 \text{ г/см}^3;$$

$$\rho_{\min} = 750 - 0,8(-40 - 20) = 798 \text{ кг/м}^3 = 0,798 \text{ г/см}^3.$$

Используя из Примера 3.1 значение $m_{\text{бт}} = 17625,83$ г и формулу (3.3.10), получим:

$$\Delta V_{\text{бт}} = 17625,83 \left(\frac{1}{0,726} - \frac{1}{0,798} \right) = 2189,13 \text{ см}^3 = 2,2 \text{ л.}$$

Это значение составляет 9,4% от расчетного объема $V_{\text{бт}} = 23,5$ л.

Изменение объема топлива требует свободных объемов в баке, который описывается коэффициентом его заполнения [33]:

$$k_{\text{зт}} = \frac{V_{\text{зт}}}{V_{\text{бт}}} = \frac{V_{\text{бт}} + \Delta V_{\text{бт}}}{V_{\text{бт}}},$$

где $V_{\text{зт}}$ – объем залитого в бак топлива.

В этом примере значение коэффициента заполнения будет равно $k_{\text{зб}} = 1,094$.

Фактические размеры топливного бака $R_{\text{тб}}$ и $D_{\text{тб}}$ с учетом различных значений температуры эксплуатации БВ должны определяться по приведенным выше формулам путем подстановки в них значений:

$$V_{\text{зт}} = 23501,1 + 2189,13 = 25690,23 \text{ см}^3 = 25,7 \text{ л.}$$

В работе [2] приводятся следующие виды материалов для изготовления топливных баков БЛА:

- алюминиевые сплавы;
- магниевые сплавы;
- прорезиненная ткань для мягких баков;
- композитные материалы;
- мягкая сталь.

На наш взгляд, для минимизации стоимости топливных баков БВ необходимо использовать алюминиевые сплавы

марки АМЦ, а для минимизации их массы – композитные материалы [1].

Сферические алюминиевые баки целесообразно изготавливать штамповкой из листов толщиной 0,5-2,0 мм. Конкретное значение толщины стенок бака, определяемое при их прочностном расчете, зависит от избыточного давления в его внутренней полости, которое составляет порядка $(0,2-0,5) \cdot 10^5$ Па [2].

При компоновке топливных систем на БВ необходимо разместить их баки таким образом, чтобы центр масс вертолета, полностью заправленного топливом, располагался вблизи центра масс незаправленного вертолета. Для выполнения этого требования можно использовать опыт создания летающих моделей – аналогов пилотируемых вертолетов [34], когда баки размещались точно над и под их центрами масс.

При использовании на БВ передних и задних баков объемами $V_{пб}$ и $V_{зб}$ их расстояния x_1 и x_2 от центра масс вертолета выбираются из условия [33]:

$$\rho_T g V_{пб} x_1 = \rho_T g V_{зб} x_2.$$

Основными вопросами при проектировании систем подачи топлива двигателю БВ является обеспечение требуемой высотности топливной системы и выбор характеристик топливных насосов системы.

Высотность топливной системы характеризуется высотой полета БВ, до которой обеспечивается бесперебойная подача топлива двигателю [33].

В связи с тем, что оригинальные БВ в основном относятся к однодвигательным вертолетам, можно применять схемы подачи топлива из одного расходного бака. При превышении его расположения над насосом двигателя небольшой высотности вертолета (до $h = 5000$ м) и сравнительно небольших

подачах топлива в бензиновые двигатели выработка топлива из бака может производиться самотеком (Рис. 3.5). Такой подход был успешно реализован на вертолетах Ми-1, Ка-15, Ка-18 [33].

Для сокращения стоимости топливной системы БВ предлагается использовать ее простейшую структуру с поступлением топлива из бака самотеком, представленную на Рис. 3.5.

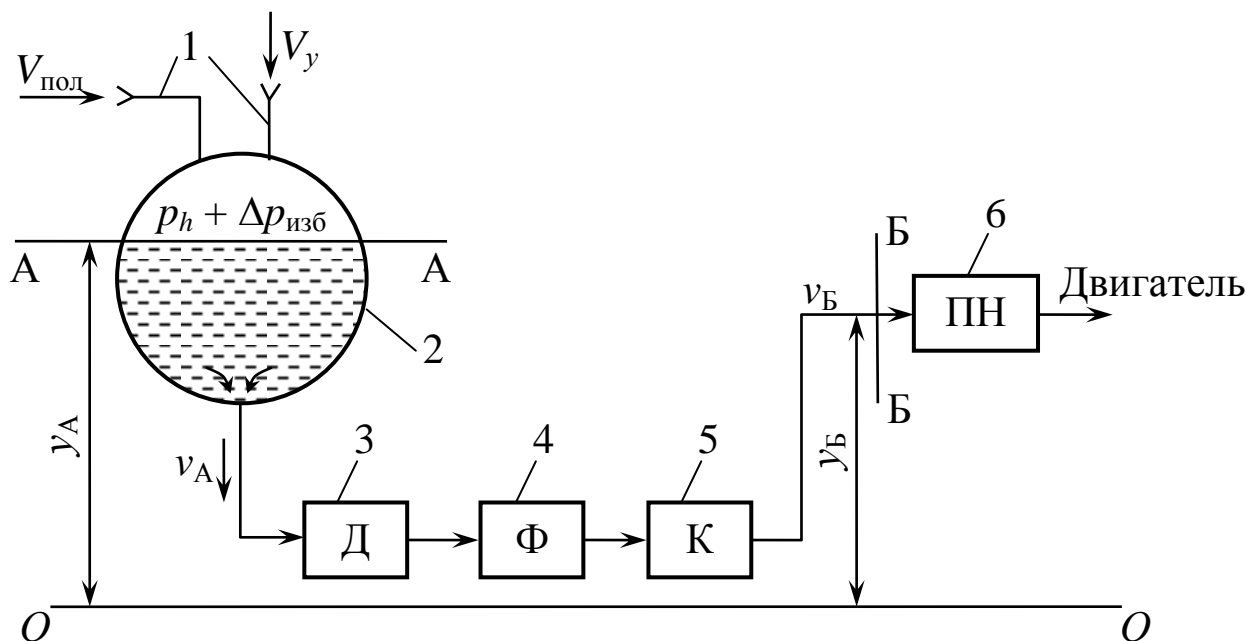


Рис. 3.5

На этом рисунке введены следующие обозначения:

1 – трубопроводы дренажной системы наддува топливного бака 2 скоростным напором воздуха при вертикальном подъеме БВ со скоростью V_y и его горизонтальном перемещении со скоростью $V_{пол}$; 3 – датчик расхода топлива; 4 – фильтр; 5 – перекрывающий кран; 6 – подкачивающий насос двигателя.

Заметим, что подкачивающий насос (ПН) применяется для создания требуемого давления на входе в двигатель БВ.

Запишем для сечений АА и ББ структурной схемы системы уравнение Бернулли [33]:

$$\begin{aligned}
 p_h + \Delta p_{\text{изб}} + y_A \rho_T g + 0,5 \rho_T v_A^2 = \\
 = p_{\text{пн}} + \Delta p_{\text{кав}} + y_B \rho_T g + 0,5 \rho_T v_B^2 + \Delta p_{\Gamma} \pm \Delta p_{\text{ин}},
 \end{aligned}
 \quad (3.3.12)$$

где p_h – атмосферное давление на высоте h ; $\Delta p_{\text{изб}}$ – избыточное давление в баке; ρ_T – плотность топлива; g – ускорение свободного падения; y_A – высота расположения уровня топлива; v_A – скорость вытекания топлива из бака; $p_{\text{пн}}$ – минимально допустимое давление в ПН; $\Delta p_{\text{кав}}$ – необходимый кавитационный запас давления на входе в ПН; y_B – высота расположения ПН; v_B – скорость топлива на входе ПН; Δp_{Γ} – потери давления из-за гидравлических сопротивлений в трубопроводах, датчике, фильтре и кране; $\Delta p_{\text{ин}}$ – инерционные потери давления в трубопроводах.

Выделяя из выражения (3.3.12) давление p_h и полагая $v_A = 0$, получаем уравнение высотности [33] топливной системы БВ:

$$\begin{aligned}
 p_h = p_{\text{пн}} + \Delta p_{\text{кав}} - \rho_T g (y_A - y_B) + \\
 + 0,5 \rho_T v_B^2 + \Delta p_{\Gamma} \mp \Delta p_{\text{ин}} - \Delta p_{\text{изб}}.
 \end{aligned}
 \quad (3.3.13)$$

Используем полученное значение для определения высоты полета БВ, при которой его топливная система будет работоспособной. Для этого будем использовать зависимость, приведенную в Разд. 3.1, описывающую изменение давления $p(h)$ атмосферного воздуха с увеличением высоты h .

Запишем эту зависимость в следующей форме:

$$p_0 e^{-ch} = p_h,$$

где p_0 – давление воздуха при $h = 0$; $p_h = p_h(t)$ – значение давления на высоте h ; c – коэффициент аппроксимации.

Решая это уравнение относительно h , имеем:

$$h_{\text{ТС}} = \frac{1}{c} \ln \left(\frac{p_0}{p_h} \right). \quad (3.3.14)$$

Отметим, что эта формула имеет смысл только при выполнении условия:

$$p_h < p_0. \quad (3.3.15)$$

Вычисленное значение h_{TC} сравнивается со значением h_{max} максимальной высоты полета БВ из его технического задания.

При выполнении условия:

$$h_{TC} \geq h_{max} \quad (3.3.16)$$

считается, что разработанная для данного БВ топливная система будет работоспособна в его эксплуатационном интервале высот $[0; h_{max}]$.

Отметим, что анализ высот применения топливных систем, который проводится с помощью выражений (3.3.14)-(3.3.16), в существующих работах [2, 33] отсутствует.

В работе [2] предлагается еще одно условие работоспособности топливной системы беспилотной авиатехники. Оно следует из требования, чтобы располагаемое давление на входе в насос было не меньше потребного давления на его входе:

$$p_{ВХ}^{(расп)} \geq p_{ВХ}^{(потр)}. \quad (3.3.17)$$

Располагаемое давление перед насосом, определяемое высотой системы, предлагается вычислять по формуле:

$$p_{ВХ}^{(расп)} = p_h + \Delta p_{изб} \pm z\rho_T + \Delta p_{пн} - 0,5k\rho_T v_T^2 \left(\sum_{i,j} \lambda_{ij} l_{ij} / d_{ij} + \sum_i \xi_i \right) \pm \Delta p_{ин}. \quad (3.3.18)$$

В этом выражении наряду с использованными выше обозначениями применяются следующие дополнительные обозначения:

$z = (y_A - y_B)$ – разность по высоте между уровнем топлива в баке и всасывающим патрубком насоса;

v_T – скорость движения топлива в трубопроводах системы;

$\Delta p_{\text{пн}}$ – перепад давления, создаваемого подкачивающим насосом системы;

k – коэффициент повышения гидравлических потерь;

λ_{ij} – коэффициент потерь на трение в участке трубопровода между i -м и j -м агрегатами системы, $i, j \in (\overline{2, 6})$;

l_{ij}, d_{ij} – длина и диаметр (i, j) -го участка трубопровода;

λ_i – коэффициент гидравлических потерь на преодоление местного сопротивления в i -м агрегате системы, $i \in (\overline{2, 6})$.

Инерционное давление $\Delta p_{\text{ин}}$, возникающее при маневрах БВ, действует в направлении, обратном вектору ускорения вертолета и описывается выражениями [2]:

$$\begin{aligned}\Delta p_{\text{ин},x} &= n_x \sum l_x \rho_T g; \\ \Delta p_{\text{ин},y} &= n_y \sum l_y \rho_T g; \\ \Delta p_{\text{ин},z} &= n_z \sum l_z \rho_T g,\end{aligned}\tag{3.3.19}$$

где n_x, n_y, n_z – проекции вектора перегрузки [36] на оси связанной системы координат БВ; l_x, l_y, l_z – проекции участков трубопровода на эти оси.

В работе [2] отмечается, что, когда направление действующей перегрузки совпадает с движением топлива в системе, инерциальные силы препятствуют этому движению и величина $p_{\text{вх}}^{(\text{расп})}$ уменьшается. При этом чем длиннее вертикальные участки трубопроводов, тем большее влияние оказывает значение перегрузки n_y . Аналогично, при более длинных горизонтальных участках трубопроводов существенное влияние оказывает перегрузка n_x .

Рассмотрим подходы к вычислению компонент формулы (3.3.18).

Величина p_h может быть определена из выражения вида:

$$p_h = p_0 e^{-ch_{\text{тс}}}.$$

Избыточное давление в топливном баке, создаваемое скоростным напором его дренажной системы, вычисляется как:

$$\Delta p_{\text{изг}} = \begin{cases} 0,5\rho_h V_y^2 & \text{— при взлете БВ;} \\ 0,5\rho_h V_{\text{пол}}^2 & \text{— при горизонтальных} \\ & \text{движениях вертолета.} \end{cases}$$

Величина $\Delta p_{\text{пн}}$ берется из паспортных данных используемого в системе подкачивающего насоса.

В Табл. 3.8 для примера приведены основные характеристики широко применяемого в вертолетостроении электроприводного центробежного топливного насоса ЭЦН-75. Этот одноступенчатый насос смонтирован непосредственно на валу электродвигателя МП-50С.

Таблица 3.8

Питание привода	27В ± 10%
Направление вращения вала	Правое
Производительность	750 л/ч
Перепад давления, создаваемого насосом	≥ 0,8 кг/см ²
Сухая масса	1,4 кг

Коэффициент повышения гидравлических потерь учитывает их изменение при действии различных факторов (температура окружающего воздуха и внутрикорпусного пространства БВ, важность и др.).

Для конкретизации расчета отмеченных выше потерь примем, что при заданном значении расхода топлива двигателя БВ скорость его течения в трубопроводе должна удовлетворять условию [2]:

$$v_T \leq (0,5 - 0,6) \text{ м/с.} \quad (3.3.20)$$

В нагнетательных трубопроводах допускаются значения $v_T \leq (2 - 3) \text{ м/с}$ [2].

Жесткие трубопроводы в беспилотной технике изготавливаются из алюминиевых труб с антикоррозийным покрытием и внутренним диаметром от 2 до 10 мм и более.

Гибкие топливные шланги изготавливаются из бензостойкой резины с завулканированными в нее кольцами, проволокой и хлопчатобумажной тканью. Такие шланги обеспечивают более высокие значения виброустойчивости и являются легкоразъемными, но имеют большие значения массы и гидравлических потерь.

При эксплуатации топливной системы БВ с гибкими трубопроводами необходимо осуществлять постоянный и тщательный контроль за состоянием шлангов, которые имеют тенденцию обгорания и растрескивания с потерей эластичности и прочности при действии высоких температур [32].

В работе [2] предлагается эмпирическая формула связи значений v_T и диаметра трубопровода:

$$v_T = 0,1d, \quad (3.3.21)$$

где v_T – скорость течения топлива, м/с; d – внутренний диаметр трубопровода, мм.

Используя условия (3.3.20), из этого выражения получаем следующую оценку диаметров трубопровода топливной системы:

$$d \leq (5-6) \text{ мм.}$$

В предпоследнем слагаемом формулы (3.3.18) будем считать, что участки (2-3), (3-4), (4-5), (5-6) трубопровода (см. Рис. 3.5) имеют одинаковые значения диаметров, т.е. $d_{ij} = d$, $i, j \in \overline{(2, 6)}$. Тогда это слагаемое конкретизируется как:

$$0,5k\rho_T v_T^2 \left(\sum_{i,j} \lambda_{ij} l_{ij} / d + \sum_i \xi_i \right) =$$

$$= \frac{1}{d} (\lambda_{23} l_{23} + \lambda_{34} l_{34} + \lambda_{45} l_{45} + \lambda_{56} l_{56}) + (\lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5).$$

Если на всех участках трубопровода применяются гибкие шланги, то данная формула упрощается и принимает вид:

$$0,5k\rho_T v_T^2 \left(\sum_{i,j} \lambda_{ij} l_{ij} / d + \sum_i \xi_i \right) =$$

$$= 0,5k\rho_T v_T^2 \left[\frac{\lambda_{гш}}{d} L_{тр} + (\lambda_2 + \lambda_3 + \lambda_4 + \lambda_5) \right],$$

где $\lambda_{гш}$ – коэффициент гидравлических потерь в гибком шланге; $L_{тр}$ – общая длина трубопроводов топливной системы.

Некоторые значения параметра λ_i по данным работы [2] приведены в Табл. 3.9.

Таблица 3.9

Места возникновения местных сопротивлений	Коэффициенты потерь (λ_i)
Вход в трубопровод	1,0
Соединение гибким шлангом	0,3
Фильтр сетчатый	1,5-2,3
Краны запорные	0,1-0,5
Краны клапанные	0,7-1,0

Отметим, что для гибких шлангов коэффициент сопротивления связан с таким коэффициентом для труб соотношением [33]:

$$\lambda_{гш} = 1,3\lambda_{тр}.$$

Значения коэффициента λ_3 берутся из паспортных данных применяемого в системе датчика расхода топлива.

Последнее слагаемое формулы (3.3.18), которое описывает инерционные потери давления во всей магистрали подачи

топлива, с использованием выражений (3.3.19) записывается в виде [33]:

$$\begin{aligned}\Delta p_{\text{ин}} &= \Delta p_{\text{ин},x} + \Delta p_{\text{ин},y} + \Delta p_{\text{ин},z} = \\ &= \rho_{\text{T}} g \left[n_x \sum l_x + (n_y - 1) \sum l_y + n_z \sum l_z \right].\end{aligned}\quad (3.3.23)$$

Отметим, что при расчете по формулам (3.3.13) и (3.3.18) значения соответствующих давлений получаются в единицах СИ (Н/м^2) = Па. При их переводе в кг/см^2 используется известные соотношения:

$$1\text{Па} = 1,01972 \cdot 10^{-5} \text{ кг/см}^2; \quad 1\text{МПа} = 10,1972 \text{ кг/см}^2.$$

Важным элементом топливных систем БВ являются насосы подкачки и перекачки топлива [2]. Первые используются для непосредственного поддержания требуемого давления на входе в основной топливный насос или непосредственно в карбюратор, инжектор или топливные форсунки. Насосы перекачки топлива применяются в топливных системах БВ, предусматривающих наличие дополнительных запасов топлива в их подкрыльевых подвесных баках [1].

Топливные насосы подразделяются на следующие виды [2]:

- объемные насосы, к которым относятся их плунжерные и шестеренчатые образцы;
- лопастные насосы, включающие в себя осевые и центробежные насосы.

Опыт показывает, что наибольшее распространение в вертолетостроении получили плунжерные и центробежные насосы с электрическим приводом.

В работе [2] отмечается, что в диапазоне рабочих давлений расход первых практически не зависит от значений давления на их входе и прямо пропорционален частоте вращения рабочего вала, тогда как расход центробежного насоса сильно зависит от выходного давления и его частоты вращения.

В этой связи центробежные насосы применяются в топливных системах в качестве насосов подкачки, которые позволяют повысить высотность системы, снизить наддув баков и обеспечить перекачку топлива из подвесных баков. В свою очередь, плунжерные насосы используются в топливных системах дизельных двигателей и ТВД для создания требуемого давления перед их форсунками [30, 37].

Центробежные насосы, забирающие топливо из баков, обеспечивают выходные давления порядка $0,4-1,2 \text{ кг/см}^2$ и носят названия *насосов низкого давления* (ННД) [30].

Плунжерные насосы, имеющие выходные давления $35-60 \text{ кг/см}^2$ и выше, называются *насосами высокого давления* (НВД) [30].

Заметим, что производительность ННД должна быть выше, чем у НВД.

На Рис. 3.6 представлена структура топливной системы БВ, включающая в себя указанные выше насосы.

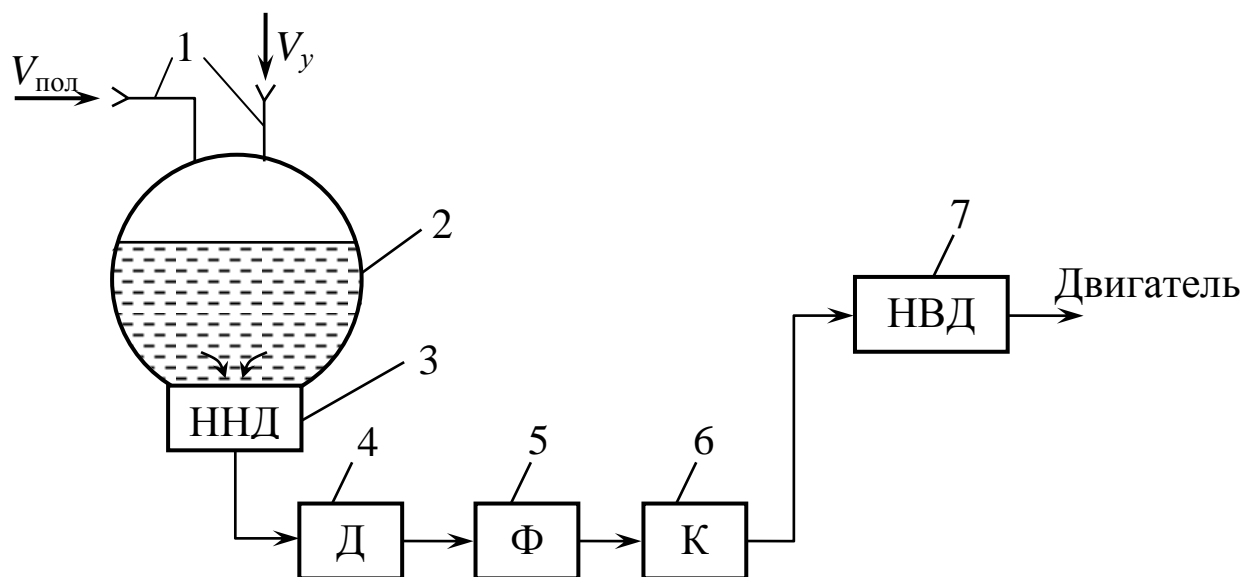


Рис. 3.6

При практическом применении этой схемы перед НВД в обязательном порядке устанавливается фильтр тонкой очистки.

Отметим, что в некоторых системах вместо НВД может использоваться ННД. В этом случае используется понятие насосов первой и второй ступеней подкачки топлива [33].

Представленные на Рис. 3.5 и Рис. 3.6 структуры топливных систем БВ имеют минимальную сложность по числу агрегатов и их связей, что соответствует требованиям минимальной стоимости и максимальной надежности таких систем. Для сравнения топливная система легкого вертолета Ми-2 включает в себя 35 агрегатов, что почти в 5 раз больше, чем у предлагаемых структур топливных систем БВ.

Важное значение для успешной работы двигателя БВ играет смазка его трущихся частей. В двухтактных бензиновых двигателях используется смесь бензина и масла, что необходимо учитывать при формировании величин ρ_T . В четырехтактных двигателях такого вида, дизельных двигателях и ТВД используются отдельные маслосистемы. На пилотируемых вертолетах такие системы также используются для смазки главного редуктора. В беспилотных вертолетах для упрощения маслосистемы можно использовать опыт изготовления главных редукторов моделей-аналогов пилотируемых вертолетов с применением металлических и тефлоновых шестерен [34]. Такой подход практически исключает необходимость смазки редуктора в процессе его работы.

Кроме рассмотренной выше подсистемы подачи топлива к двигателю БВ в состав топливной системы ЛА в общем случае входят следующие отмеченные выше подсистемы [33]:

- перекачки топлива;
- дренажа и наддува топливных баков;
- заправки топливом;
- слива топлива;

- контроля давления, уровня и расхода топлива.

Первые четыре подсистемы могут быть реализованы при необходимости в топливных системах БВ в упрощенных вариантах. Последняя подсистема должна быть оснащена датчиками, передающими информацию в бортовой комплекс управления полетом и оборудованием БВ с последующей передачей на АРМ оператора управления вертолетом [1].

В заключение этого раздела следует отметить полное отсутствие, кроме малодоступной работы [2], литературы по проектированию топливных систем беспилотной авиационной техники, которое имеет специфические особенности по сравнению с современной и перспективной пилотируемой техникой. Поэтому, на наш взгляд, необходима более детальная разработка методик проектирования оптимальных по массе и стоимости топливных систем БВ различных классов с последующей их реализацией в составе программного обеспечения перспективной САПР БВ [1].

3.4. Нагрев и охлаждение поршневых двигателей беспилотных вертолетов

В настоящее время в нашей стране после опубликования в 50-е годы прошлого века классической работы [16] и долгого забвения возникла острая необходимость в более глубоких теоретических и экспериментальных исследованиях процессов, протекающих в авиационных поршневых двигателях. Основной причиной этого является бурное развитие отечественной беспилотной авиационной техники как основного потребителя таких двигателей. Примерами реализации этой тенденции являются работы [83, 85], в которых исследуются режимы работы системы охлаждения авиационного дизельно-

го двигателя на режиме его прогрева и моделируются тепловые процессы в таких двигателях при впуске и сжатии топливной смеси.

К сожалению можно констатировать, что большого потока работ в области анализа и синтеза систем охлаждения данного класса авиационных двигателей на сегодняшний день не наблюдается.

На важность таких систем указывает общеизвестное утверждение, что эффективность поршневого двигателя существенно зависит от температуры, при которой реализуются рабочие процессы в его цилиндрах [16]. При этом рост температуры продуктов сгорания топлива приводит к увеличению термических напряжений в деталях цилиндропоршневой группы двигателя. Система его охлаждения предназначена для обеспечения заданных тепловых режимов таких двигателей в различных условиях их эксплуатации.

При отсутствии работ в отмеченном направлении можно использовать с соответствующими доработками результаты работ по общей теории двигателей внутреннего сгорания [84 и др.], разработка которой не прерывалась как в случае авиационных поршневых двигателей.

В данном разделе такой подход иллюстрируется с привлечением работы [84], использованием материалов книги [16] и общих требований к беспилотным вертолетам [1].

В работах [16, 83] отмечается, что наибольшее влияние на тепловое состояние авиационного поршневого двигателя оказывают высота и скорость полета ЛА, атмосферные параметры и условия его охлаждения. При этом наибольшее влияние имеют такие параметры его работы как нагрузка на валу двигателя и частота вращения вала. Увеличение значения перво-

го параметра приводит к возрастанию расхода топлива (топливно-воздушной смеси) и, как следствие, температуры и плотности отработанных газов. Следствием этого является рост температуры головки цилиндро-поршневой группы (ЦПГ) двигателя по степенной зависимости с показателем, бóльшим единицы.

Повышение температуры при увеличении частоты вращения вала двигателя связано с ростом коэффициента теплоотдачи при одновременном снижении разности температур между газами и деталями ЦПГ. Установлено, что температура головок ЦПГ изменяется с увеличением частоты вращения вала по степенному закону с показателем, меньшим единицы [83]. В этой работе подробно рассматриваются особенности тепловых процессов в бензиновых и дизельных авиационных двигателях. Там же приводятся характеристики этих процессов на установившихся и неустойчивых режимах работы двигателей, таких как запуск холодного двигателя; его прогрев, который длится до стабилизации всех параметров двигателя, требуемых для его применения в запланированных полетах; холостой ход, в процессе которого неэффективно тратится (15-20)% топлива; номинальный режим; работа при максимальной нагрузке; работа при резком ускорении и замедлении частоты вращения вала; остановка двигателя. Отмечается, что наименее эффективными режимами работы являются режимы прогрева и холостого хода дизельного двигателя. Исследованию процессов жидкостного охлаждения двигателя в первом из них посвящена указанная работа [83].

Как отмечалось в Разд. 1.3, все авиационные поршневые двигатели имеют *жидкостное* или *воздушное охлаждение*. Каждое из них имеет свои достоинства и недостатки. В част-

ности, для теплоотвода от нагретой ЦПГ наиболее эффективным является водяное охлаждение, при котором значение коэффициента теплопроводности на порядок выше, чем при воздушном охлаждении. Выбору системы охлаждения двигателей должно уделяться особое внимание при разработке силовых установок оригинальных БВ. Исходя из требования минимальной стоимости таких вертолетов, необходимо использовать системы воздушного охлаждения их маршевых поршневых двигателей. Реализация такого вида охлаждения позволяет использовать в соответствующих системах на 50-75% меньше числа агрегатов по сравнению с системами жидкостного (водяного) охлаждения [84], что способствует уменьшению общей массы силовой установки БВ. При этом сокращаются эксплуатационные расходы в связи с тем, что отпадает необходимость снабжения водой удаленных мест базирования подразделений БВ. В работе [84] отмечается, что воздушное охлаждение все шире применяется в достаточно мощных тракторных дизельных двигателях.

При выборе схем воздушного охлаждения необходимо учитывать, что при нагнетании охлаждающего воздуха на работающий двигатель затраты мощности на привод вентилятора меньше, чем при отсосе нагретого воздуха, хотя в последнем случае двигатель охлаждается более равномерно [84].

В работе [16] приводятся общие формулы для температуры головок и гильзы цилиндров и их допустимые значения:

- головка (у задней свечи) 240-250°С;
- гильза (за счет смазки) 150-250°С.

Для дизелей температура газов в цилиндрах лежит в пределах 1800-2000°С, а температура их алюминиевых деталей не должна превышать 300-350°С.

В книге [16] отмечается, что наиболее тяжелые условия охлаждения цилиндров за счет падения теплоотдачи в их стенки возникают при работе двигателя с полностью открытым дросселем. Этот режим работы соответствует его функционированию при максимальной нагрузке, возникающей при полете носителя с максимальной скоростью с использованием максимальной мощности его двигателя.

Исходной величиной для расчета системы охлаждения является количество теплоты, которое необходимо отвести от двигателя в охлаждающую среду в единицу времени. При воздушном охлаждении эту величину (в кДж/ч) можно оценить по приближенной формуле [84]:

$$Q = 3,6 B g_e H_u, \quad (3.4.1)$$

где значение коэффициента B для бензиновых двигателей лежит в интервале $[0,28; 0,33]$, а для дизелей – $[0,25; 0,3]$.

Системы воздушного охлаждения силовых установок ЛА могут иметь обдув двигателя от набегающего потока воздуха или его принудительный обдув от вентилятора. В связи с тем, что маршевый двигатель располагается внутри корпуса БВ, для его охлаждения применяется система с принудительным обдувом воздухом. На это указывает опыт создания летающих моделей пилотируемых вертолетов [34].

При разработке систем принудительного воздушного охлаждения наземных и судовых двигателей рекомендуется выбирать при расчетах вентиляторов значения температуры входного воздуха в пределах $40-55^\circ\text{C}$, а выходящего – в интервале $[20; 80]^\circ\text{C}$ [84].

В этой работе отмечается, что удельный расход воздуха на охлаждение двигателя лежит в пределах $54-175$ кг/кВт·ч в зависимости от конструкции ребрения его корпуса, применяе-

мых в системе дефлекторов, допустимой температуры стенок цилиндров и параметров рабочего процесса. При этом бóльшие значения относятся к двигателям с небольшими размерами цилиндров.

Площадь охлаждаемых (оребранных) поверхностей цилиндров и головок составляет порядка 390-780 см² на 1 кВт мощности двигателей. При этом на долю головок бензиновых двигателей приходится не менее 60-70% этой площади, а у дизельных двигателей эта площадь равна 40-67%. Эти цифры соответствуют отводу общего количества тепла (3.4.1) от головок цилиндров указанных видов двигателей. Скорость V_p движения воздуха на межреберной поверхности лежит в пределах 10-30 м/с.

При подаче воздуха к охлаждаемой поверхности головок и цилиндров двигателей в основном используют осевые вентиляторы [34, 84], имеющие небольшие значения массогабаритных характеристик и низкую стоимость.

Число лопастей z_d таких вентиляторов, которые изготавливаются клепкой, штамповкой или отливкой, лежит в интервале 5-32 ед. При этом расчетное давление вентиляторов не превышает значений 0,5-3,0 кПа [84].

Согласно работе [16] расчет системы воздушного охлаждения позволяет установить зависимость между расходом, температурой охлаждающего воздуха, его напором и температурой стенок цилиндра.

К этому расчету добавим предварительное определение основных параметров вентилятора системы [84].

Согласно материалам работы [16], указанная выше зависимость представляется как:

$$\frac{T_{\Gamma} - T_{\text{доп}}}{T_{\text{доп}} - T_{\text{в}}} = C \left(\frac{G_{\text{охл,сек}}}{G_{\text{сек}}} \right)^n, \quad (3.4.2)$$

где T_{Γ} – температура газов в цилиндре; $T_{\text{доп}}$ – допустимая температура стенки цилиндра; $G_{\text{охл,сек}}$ – секундный расход охлаждающего воздуха; $G_{\text{сек}}$ – секундный расход воздуха, поступающего в цилиндры двигателя; C и n – экспериментальные коэффициенты; $T_{\text{в}}$ – средняя температура охлаждающего воздуха, которая определяется по формуле:

$$T_{\text{в}} = T_{\text{в}}(h) + \frac{V_{\text{р}}^2}{2010}. \quad (3.4.3)$$

Из выражения (3.4.2) можно получить формулу для расчета требуемого секундного расхода охлаждающего воздуха:

$$G_{\text{охл,сек}} = \frac{G_{\text{сек}}}{C} \left(\frac{T_{\Gamma} - T_{\text{доп}}}{T_{\text{доп}} - T_{\text{в}}} \right)^{\frac{1}{n}}. \quad (3.4.4)$$

Для применения этого выражения будем считать, что величина $G_{\text{сек}}$ равна секундному расходу топлива, а значения коэффициентов C и n выбираются соответственно из интервалов 0,65-0,72 и 0,5-0,6 [16].

Учитывая, что скорость $V_{\text{р}}$ движения охлаждающего воздуха у ребер принимает значения 10-30 м/с [84], приближенная формула (3.4.3) за счет малого значения второго слагаемого примет вид:

$$T_{\text{в}} = T_{\text{в}}(h) = T_{\text{вп}} + 0,0065h,$$

где $T_{\text{в}}(h)$ – температура воздуха на высоте полета h , которая описывается соответствующей зависимостью, приведенной в Разд. 3.1; $T_{\text{вп}}$ – температура воздуха на взлетной площадке БВ.

Требуемый напор охлаждающего воздуха определяется из выражения [16]:

$$p_{\text{охл}} = \xi_{\text{ц}} \left(\frac{\rho_{\text{в}} V_{\text{р}}^2}{2} \right). \quad (3.4.5)$$

Здесь $\rho_{\text{в}}$ – плотность поступающего воздуха; $\xi_{\text{ц}}$ – коэффициент гидравлических потерь потока воздуха, движущегося в оребрении двигателя.

При расчетах можно принять, что:

$$\xi_{\text{ц}} = 3,0-4,2.$$

В связи с тем, что плотность воздуха $\rho_{\text{в}}$ зависит от высоты h (см. Разд. 3.1), требуемый напор будет иметь зависимость вида [16]:

$$p_{\text{охл}}(h) = p_{\text{охл}}(0) \frac{\rho_{\text{в}}(h)}{\rho_{\text{в}}(0)}, \quad (3.4.6)$$

где $p_{\text{охл}}(0)$, $\rho_{\text{в}}(0)$ – значения соответствующих параметров в наземных условиях ($h = 0$).

При нагреве воздуха в оребрении двигателя его плотность $\rho_{\text{в,под}}$ будет связана с плотностью поступающего воздуха следующей экспериментально установленной зависимостью [16]:

$$\frac{\rho_{\text{в,под}}(h)}{\rho_{\text{в}}(h)} = 0,75-0,85. \quad (3.4.7)$$

Из приведенных выше соотношений следует, что в связи с наибольшими значениям $\rho_{\text{в}}(h)$ и $p_{\text{охл}}(h)$ при $h = 0$ максимальные значения рассматриваемых параметров достигаются при полетах у поверхности Земли.

Определив из выражений (3.4.4)-(3.4.6) требуемые значения расхода и напора охлаждающего воздуха, вычислим, следуя работе [84], основные размеры и частоту вращения вентилятора.

Связь между этими характеристиками описывается уравнением вида:

$$G_{\text{охл}} = 60\rho_{\text{в}}\pi(R_{\text{л}}^2 - r_{\text{л}}^2)n_{\text{в}}b_{\text{л}}z_{\text{в}}\eta_{\text{в}}\sqrt{\sin\alpha\cos\alpha}, \quad (3.4.8)$$

где $G_{\text{охл}} = 3600G_{\text{охл,сек}}$ – часовой расход охлаждающего воздуха; $\rho_{\text{в}}$ – плотность воздуха; $R_{\text{л}}$ – наружный радиус лопастей вентилятора; $r_{\text{л}}$ – внутренний радиус лопастей; $n_{\text{в}}$ – число оборотов ротора вентилятора; $b_{\text{л}}$ – ширина лопасти; $z_{\text{в}}$ – число лопастей вентилятора; $\eta_{\text{в}}$ – коэффициент сопротивления потоку воздуха в выходной части системы охлаждения; α – угол наклона лопасти к направлению входящего потока воздуха.

Давление $p_{\text{охл}}$ требуемого напора охлаждающего воздуха связано с окружной скоростью u конца лопастей вентилятора следующим соотношением:

$$u = \psi_{\text{л}}\sqrt{\rho_{\text{в}}p_{\text{охл}}}, \quad (3.4.9)$$

где $\psi_{\text{л}}$ – коэффициент, зависящий от формы лопастей.

Отсюда частота вращения вентилятора в об/мин вычисляется как:

$$n_{\text{в}} = \frac{30u}{\pi R_{\text{л}}}. \quad (3.4.10)$$

В работе [84] даны следующие рекомендации по значениям некоторых из указанных выше параметров:

$$\begin{aligned} b_{\text{л}} &= 0,08-0,12 \text{ м}; \quad \alpha = 35-45^\circ; \quad u = 30-100 \text{ м/с}; \\ \eta_{\text{в}} &= 0,24-0,70; \quad z_{\text{в}} = 5-32; \\ \psi_{\text{л}} &= \begin{cases} 2,8 - 3,5 & \text{– для плоских лопастей;} \\ 2,2 - 2,9 & \text{– для криволинейных лопастей.} \end{cases} \end{aligned} \quad (3.4.11)$$

Отмечается, что мощность вентиляторов составляет 3-6% от номинальной мощности двигателя. При этом их КПД $\eta_{\text{в}}$ составляет 0,32-0,4 для клепаных роторов и 0,55-0,70 для литых роторов с лопастями аэродинамического профиля.

Для определения параметров $R_{\text{л}}$ и $n_{\text{в}}$ вентилятора подставим правую часть формулы (3.4.10) в выражение (3.4.8).

Предполагая значение $r_{\text{л}} = 0$ и проводя несложные преобразования, получаем для вычисления внешнего радиуса лопастей вентилятора расчетную формулу вида:

$$R_{\text{л}} = \frac{G_{\text{охл}}}{1800\rho_{\text{в}}ub_{\text{л}}z_{\text{в}}\eta_{\text{в}}\sqrt{\sin\alpha\cos\alpha}}. \quad (3.4.12)$$

Подставляя полученное значение $R_{\text{л}}$ в выражение (3.4.10), находим требуемое число оборотов $n_{\text{в}}$ ротора вентилятора.

Пример 3.3.

Пусть для некоторого дизельного двигателя с числом оборотов 3000 об/мин и расходом топлива $G_{\text{сек}} = 0,25$ кг/с известно, что $T_{\text{г}} = 1800^{\circ}\text{C}$, $T_{\text{доп}} = 300^{\circ}\text{C}$.

Будем считать, что температура на взлетной площадке при эксплуатации БВ равна $T_{\text{вп}} = 30^{\circ}\text{C}$.

Секундный расход охлаждающего воздуха, определенный по формуле (3.4.4) при параметрах $C = 0,72$ и $n = 0,5$ будет равен:

$$G_{\text{охл,сек}} = \frac{0,25}{0,7} \left(\frac{1800 - 300}{300 - 30} \right)^2 = 10,708 \text{ кг/с.}$$

Требуемый напор такого воздуха, вычисленный из выражения (3.4.5) при $\xi_{\text{ц}} = 3,0$; $\rho_{\text{в}}(0) = 1,225 \text{ кг/м}^3$ и $V_{\text{р}} = 20 \text{ м/с}$, составит величину:

$$p_{\text{охл}}(0) = 3 \cdot \frac{1,225 \cdot 20^2}{2} = 735 \text{ Н/м}^2.$$

Тогда окружная скорость лопастей вентилятора при $\psi_{\text{л}} = 2,2$, согласно формуле (3.4.9), будет равен:

$$u = 2,2\sqrt{1,225 \cdot 735} = 66,014 \text{ об/с.}$$

Из выражения (3.4.12) определим требуемый радиус лопастей вентилятора при $b_{\text{л}} = 0,12 \text{ м}$, $z_{\text{в}} = 16$, $\eta_{\text{в}} = 0,7$ и $\alpha = 35^{\circ}$:

$$R_{\text{л}} = \frac{10,708 \cdot 3600}{1800 \cdot 1,225 \cdot 66,014 \cdot 0,12 \cdot 16 \cdot 0,7 \cdot 0,685} = 0,2876 \text{ м.}$$

Число оборотов его ротора, вычисленное по формуле (3.4.10), будет равно:

$$n_{\text{в}} = \frac{30 \cdot 66,014}{\pi \cdot 0,2876} = 2193 \text{ об/мин.}$$

Если считать, что диаметр ступицы ротора вентилятора значительно меньше диаметра лопастей $D_{\text{л}} = 0,5752 \text{ м} = 575,2 \text{ мм}$, то этот размер можно считать минимальной оценкой диаметра корпуса вентилятора системы охлаждения двигателя БВ.

Величина $D_{\text{л}}$ может быть использована при предварительном определении размеров воздухозаборника, канала подачи воздуха и выходного устройства системы охлаждения в корпусе вертолета.

Заметим, что при более детальном проектировании системы воздушного охлаждения поршневого двигателя БВ необходимо использовать методики, изложенные в классических работах [71-73].

3.5. Управление тепловыми двигателями беспилотных вертолетов

Управление поршневыми (бензиновыми и дизельными) двигателями и турбовальными двигателями состоит в изменении по требуемым законам числа оборотов выходного вала первого вида двигателей и числа оборотов вала турбокомпрессора у второго вида. Такие изменения осуществляются при увеличении или уменьшении расхода топлива, поступающего в двигатель, что приводит к изменению значения его мощности.

Для формирования законов управления двигателями и их последующего использования в бортовом комплексе управления полетом и оборудованием БВ [1] необходимы аналитические (формульные) представления используемых основных зависимостей.

Рассмотрим методику формирования зависимостей мощности и крутящего момента несущего винта (НВ) БВ от указанного выше числа оборотов применяемого двигателя.

Известно [1], что мощность, подводимая к НВ вертолета, представляется выражением вида:

$$N_p = N_e \xi_N. \quad (3.5.1)$$

Здесь N_e – эффективная мощность двигателя; ξ_N – коэффициент ее потерь на трансмиссию, привод рулевого винта (РВ), охлаждение и т.п.

Мощность N_p связана с крутящим моментом $M_{кр}$ винта следующим соотношением [22]:

$$N_p = M_{кр} \omega_{НВ}. \quad (3.5.2)$$

Отсюда имеем, что:

$$M_{кр} = \frac{N_p}{\omega_{НВ}} = \frac{N_e \xi_N}{\omega_{НВ}}, \quad (3.5.3)$$

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

Для определения крутящего момента используется формула вида [23]:

$$M_{кр} = 0,5 m_{кр} \rho F_{НВ} (\omega_{НВ} R_{НВ})^2 R_{НВ}, \quad (3.5.4)$$

где $m_{кр}$ – коэффициент крутящего момента, связанный с коэффициентом c_T тяги НВ уравнением поляры:

$$c_T = f(m_{кр}, \varphi_{ош}). \quad (3.5.5)$$

Величины угловой скорости $\omega_{\text{НВ}}$ и числа оборотов $n_{\text{НВ}}$ несущего винта БВ описываются известной зависимостью вида [15]:

$$n_{\text{НВ}} = \frac{60\omega_{\text{НВ}}}{2\pi} = \frac{30\omega_{\text{НВ}}}{\pi}. \quad (3.5.6)$$

Из этого выражения следует, что:

$$\omega_{\text{НВ}} = \frac{n_{\text{НВ}} \pi}{30} = \frac{\pi \bar{n}_{\text{НВ}} n_{\text{max}}}{30}. \quad (3.5.7)$$

Здесь $\bar{n}_{\text{НВ}} \in [0, 1]$ – относительное число оборотов НВ; n_{max} – максимальное число оборотов НВ.

Известно, что вращение НВ осуществляется через главный редуктор (ГР) силовой установки БВ с передаточным числом $k_{\text{ГР}} < 1$.

Максимальное число оборотов на выходе ГР будет равно:

$$n_{\text{max}} = k_{\text{ГР}} n_{\text{дв}} = k_{\text{ГР}} \bar{n}_{\text{дв}} n_{\text{дв}}^{\text{max}}. \quad (3.5.8)$$

Абсолютное число оборотов НВ в некоторый момент времени $t \in [t_0, t_k]$ с учетом этого выражения примет вид:

$$n_{\text{НВ}}(t) = n_{\text{max}} \bar{n}_{\text{НВ}}(t) = k_{\text{ГР}} \bar{n}_{\text{дв}} n_{\text{дв}}^{\text{max}} \bar{n}_{\text{НВ}}(t). \quad (3.5.9)$$

Введем параметр $\bar{n}_{\text{дв}}^{\text{др}}(t) \in [0, 1]$, описывающий дросселирование двигателя в момент времени $t \in [t_0, t_k]$.

Тогда требуемый закон изменения числа оборотов НВ можно получить с применением этого параметра как:

$$n_{\text{НВ}}(t) = \bar{n}_{\text{дв}}^{\text{др}}(t) k_{\text{ГР}} n_{\text{дв}}^{\text{max}}, \quad t \in [t_0, t_k], \quad (3.5.10)$$

где:

$$\bar{n}_{\text{дв}}^{\text{др}}(t) = \bar{n}_{\text{дв}}(t) \bar{n}_{\text{НВ}}(t).$$

Для формирования закона $\bar{n}_{\text{дв}}^{\text{др}}(t)$ используется высотная характеристика двигателя беспилотного вертолета, которая представляет собой зависимость его мощности от скорости и числа оборотов вала [9].

На Рис. 3.7 приведен пример высотной характеристики поршневого двигателя (ПД) М-14В-26, использованного на вертолете Ка-26 [15].

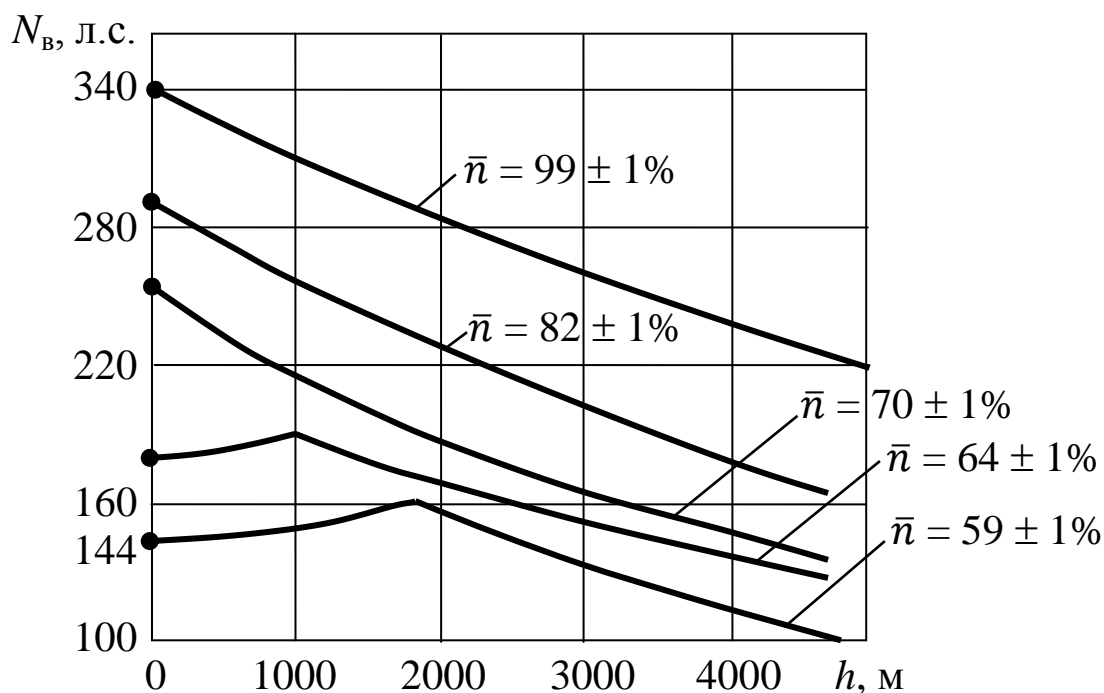


Рис. 3.7

Как было отмечено выше, зависимость мощности N_e от высоты h полета вертолета представляется как:

$$N_e(h) = A(h)N_e(0). \quad (3.5.11)$$

Здесь $N_e(0)$ – мощность двигателя при $h = 0$; $A(h)$ – эмпирическая зависимость вида:

$$A(h) = \frac{0,0248p(h) - 0,11\sqrt{T(h)}}{\sqrt{T(h)}}, \quad (3.5.12)$$

где $p(h)$, $T(h)$ – давление и температура воздуха на высоте h .

Заметим, что для вычисления последних используются формулы, приведенные в Разд. 3.1.

Зависимость $N_e(0)$ предлагается формировать путем аппроксимации известным методом наименьших квадратов [35] высотной характеристики двигателя полиномом вида:

$$N_e(0) = a_0 + a_1\bar{n} + \dots + a_m\bar{n}^m, \quad (3.5.13)$$

где \bar{n} – относительное число оборотов его вала ПД в процентах от максимального значения числа оборотов; a_0, a_1, \dots, a_m – искомые коэффициенты аппроксимации.

Отметим, что при практических расчетах необходимо подобрать минимальную степень m полинома (3.5.13), начиная со значения $m = 1$, обеспечивающую инженерную точность аппроксимации в пределах (1-5)%.

Пример 3.4.

Рассмотрим пример построения зависимости (3.5.13) для высотной характеристики двигателя, приведенной на Рис. 3.7.

Снимем с графика его высотной характеристики значения N_e и \bar{n} при $h = 0$ м, представленные в первых двух столбцах Табл. 3.10.

Таблица 3.10.

$\bar{n}, \%$	$N_e(0),$ л.с.	$m = 1$		$m = 2$	
		$N_e^{\text{расч}}(0),$ л.с.	$\delta N, \%$	$N_e^{\text{расч}}(0),$ л.с.	$\delta N, \%$
99	340	367,698	5,205	338,248	-0,515
82	295	276,844	-6,155	302,933	2,689
70	249	219,771	-11,739	236,406	-5,053
64	185	191,234	3,370	190,233	2,829
59	144	167,453	16,287	145,181	0,812

Полагая в выражении (3.5.13) степень $m = 1$, получаем линейную зависимость вида:

$$N_e(0) = a_0 + a_1 \bar{n}.$$

Применяя для определения коэффициентов a_0 и a_1 метод наименьших квадратов [35], получаем следующие значения:

$$a_0 = -113,159; \quad a_1 = 4,756.$$

Подставляя эти значения в формулу для $N_e(0)$, определим приведенные в Табл. 3.10 аппроксимированные значения $N_e^{\text{расч}}(0)$ и их относительные отклонения δN от значений $N_e(0)$.

Из анализа четвертого столбца этой таблицы видно, что величина погрешности δN имеет недопустимые в инженерных расчетах значения.

Положим $m = 2$ и будем использовать для представления выражения (3.5.13) квадратичную зависимость вида:

$$N_e(0) = a_0 + a_1 \bar{n} + a_2 \bar{n}^2. \quad (3.5.14)$$

Применение указанного выше метода дает следующие значения коэффициентов аппроксимации высотной характеристики рассматриваемого двигателя:

$$a_0 = -837,804; \quad a_1 = 23,713; \quad a_2 = -0,120.$$

Результаты расчетов значений $N_e^{\text{расч}}(0)$ с этими коэффициентами и оценки их отклонений от значений $N_e^{\text{расч}}(0)$ приведены в последних двух столбцах Табл. 3.10.

Проведенное формирование зависимости (3.5.13) при $m = 3$ дало максимальное значение погрешности аппроксимации $\delta N = 4,924\%$, которое незначительно отличается от такого значения для $m = 2$.

Отсюда следует, что аппроксимация квадратичной зависимостью вида (3.5.14) дает вполне приемлемые для практики результаты и менее трудоемка для последующих вычислений значений \bar{n} .

Приведем методику формирования дроссельной характеристики ПД с электронным регулятором (ЭР) положения дроссельной заслонки по паспортным данным двигателя.

Пример 3.5.

Сформируем на основе описания одного из двухцилиндровых двигателей следующие исходные данные, приведенные в Табл. 3.11.

При формировании четвертого и пятого столбцов этой таблицы был проведен пересчет значений мощности согласно

известному соотношению: 1 л.с. = 735,5 Н м/с, а абсолютные обороты двигателя n были переведены из «об/мин» в «об/с».

Таблица 3.11

Режим работы	$N_e(0)$, л.с.	n , об/мин	$N_e(0)$, Н м/с	n , об/с	$N_e^{\text{расч}}(0)$, Н м/с	δN , %
«Максимал»	102	6500	75020	108,333	74460	-0,742
«Номинал»	64	5000	47070	83,333	48050	2,069
«Минимал»	18	3000	13240	50,000	12820	-3,153

В шестом столбце Табл. 3.11 приведены результаты линейной аппроксимации характеристики $N_e(0)$ зависимостью вида:

$$N_e(0) = a_0 + a_1 n \quad (3.5.15)$$

при значениях коэффициентов:

$$a_0 = -40020; \quad a_1 = 1057.$$

На Рис. 3.8 представлены исходные и аппроксимированные значения этой характеристики.

Отметим, что значения $\bar{n}(t)$ относительного числа оборотов, которые используются как исходные данные для работы электронного регулятора двигателя, определяются с использованием паспортного значения $n_{\text{max}} = 6700$ об/мин.

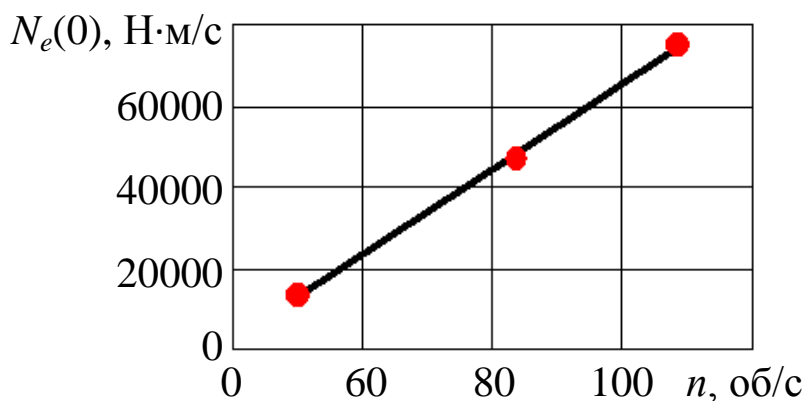


Рис. 3.8

В работах [1, 13] предлагается в общем случае рассматривать движения БВ на интервале $[t_0, t_k]$ времени выполнения его полетного задания (ПЗ) как неустановившиеся движения. От-

сюда следует, что управление вертолетом будет функциями времени, определенными на интервале выполнения ПЗ. В этих работах предлагаются методы двухэтапного формирования управления БВ по заданным в каждый момент времени $t \in [t_0, t_k]$ значениям скорости и параметров траектории его движения.

На первом этапе определяется вектор косвенного управления БВ вида:

$$u(t) = (T_{\text{НВ}}(t), \chi(t), T_{\text{РВ}}(t)), \quad t \in [t_0, t_k], \quad (3.5.16)$$

где $T_{\text{НВ}}(t)$ и $T_{\text{РВ}}(t)$ соответственно значения сил тяги несущего (НВ) и рулевого (РВ) винтов; $\chi(t)$ – угол отклонения оси вращения НВ.

На основании этого вектора формируется вектор прямого управления вертолетом:

$$\Delta(t) = (\bar{n}_{\text{ДВ}}(t), \varphi_{\text{НВ}}(t), \varphi_{\text{СТ}}(t), \delta_{\text{АП}}(t), \varphi_{\text{РВ}}(t)), \quad t \in [t_0, t_k]. \quad (3.5.17)$$

Здесь $\bar{n}_{\text{ДВ}}(t)$ – относительное число оборотов вала двигателя БВ; $\varphi_{\text{НВ}}(t)$ – общий шаг НВ; $\varphi_{\text{СТ}}(t)$ – угол отклонения управляемого стабилизатора; $\delta_{\text{АП}}(t)$ – угол наклона тарелки автомата перекоса БВ; $\varphi_{\text{РВ}}(t)$ – шаг РВ.

Рассмотрим вопросы конкретной реализации компоненты $\bar{n}_{\text{ДВ}}(t)$, $t \in [t_0, t_k]$ вектора управления (3.5.17) и его влияния на другие компоненты этого вектора.

Определим зависимость $\bar{n}_{\text{ДВ}}(t)$, обеспечивающую требуемые значения силы $T_{\text{НВ}}(t)$ тяги НВ вертолета, $t \in [t_0, t_k]$.

Для решения этой задачи будем использовать понятие тяговой мощности двигателя как произведения его силы тяги на скорость ЛА [9].

В нашем случае эта мощность, выраженная в л.с., требуемая для движения БВ со скоростью $V = V(t)$, записывается с использованием первых двух компонент вектора (3.5.16) следующим образом:

$$N_e(t) = \frac{T_{\text{HB}}(t) \cos \chi(t) V(t)}{735,5}, \quad t \in [t_0, t_k], \quad (3.5.18)$$

где в числителе приведена компонента горизонтальной (движущей) силы БВ [1].

Величину мощности двигателя БВ при его движении на высоте $h = h(t)$ представим как:

$$N_e(h(t)) = A(h(t))N_e(0). \quad (3.5.19)$$

Здесь $A(h(t))$ определяется формулой (3.5.12) при замене значения высоты h на закон ее изменения $h(t)$, $t \in [t_0, t_k]$.

Мощность $N_e(0)$ как функцию относительного числа \bar{n} оборотов вала двигателя БВ будем описывать полиномом (3.5.13). Тогда выражение (3.5.19) можно представить формулой вида:

$$\begin{aligned} N_e(\bar{n}_{\text{дв}}(t), h(t)) &= \\ &= A(h(t)) \left(a_0 + a_1 \bar{n}_{\text{дв}}(t) + a_2 \bar{n}_{\text{дв}}^2(t) + \dots + a_m \bar{n}_{\text{дв}}^m(t) \right). \end{aligned}$$

Приравнивая это выражение к правой части формулы (3.5.18), получаем следующее параметрическое уравнение m -й степени для определения зависимости $\bar{n}_{\text{дв}} = \bar{n}_{\text{дв}}(t)$:

$$\begin{aligned} a_0 + a_1 \bar{n}_{\text{дв}}(t) + a_2 \bar{n}_{\text{дв}}^2(t) + \dots + a_m \bar{n}_{\text{дв}}^m(t) &= \\ &= \frac{T_{\text{HB}}(t) \cos \chi(t) V(t)}{735,5 A(h(t))}, \quad t \in [t_0, t_k]. \end{aligned} \quad (3.5.20)$$

Это уравнение для случая $m \geq 3$ решается одним из численных методов, приведенных в работе [38].

Пример 3.6.

Для БВ с массой $m_{\text{взл}} = 1962$ кг в работе [13] при режиме его горизонтального полета со скоростью $V(t) = 100$ км/ч на высоте $h(t) = 100$ м используются следующие компоненты вектора (3.5.16):

$$T_{\text{нв}}(t) = 20830 \text{ Н}; \quad \chi(t) = 67,5^\circ; \quad T_{\text{рв}}(t) = 933,4 \text{ Н}, \quad t \in [0; 60] \text{ с.}$$

Для скорости $V(t) = 100$ км/ч = 27,7 м/с по формуле (3.5.18) получаем:

$$N_e = \frac{20830 \cdot \cos 67,5^\circ \cdot 27,7}{735,5} = 300,21 \text{ л.с.}$$

С использованием результатов Примера 3.3 при предположении, что $A(h(t)) = A(100) \approx 1$ уравнение (3.5.20) при $m = 2$ превращается в стандартное квадратное уравнение вида:

$$a_0 + a_1 \bar{n} + a_2 \bar{n}^2 = N_e.$$

Корни этого уравнения определяются как:

$$\bar{n}_{1,2} = \frac{-a_1 \pm \sqrt{a_1^2 - 4a_2(a_0 - N_e)}}{2a_2}.$$

Подставляя в это выражение значения N_e и значения коэффициентов из Примера 3.3:

$$a_0 = -937,804; \quad a_1 = 23,713; \quad a_2 = -0,120,$$

получаем следующие значения относительного числа оборотов вала двигателя:

$$\bar{n}_1 = 82,103\%; \quad \bar{n}_2 = 115,505\% .$$

Отметим, что первый корень и значение $N_{\text{тяг}} = 300$ л.с. полностью соответствуют графику на Рис. 3.7. При $n_{\text{max}} = 2900$ об/мин абсолютное значение числа оборотов вала двигателя, обеспечивающее заданные значения $T_{\text{нв}}(t)$, $\chi(t)$ и $V(t)$, будет равно:

$$n_{\text{дв}} = \bar{n}_1 n_{\text{max}} = 0,821 \cdot 2900 = 2381 \text{ об/мин.}$$

Рассмотрим другой подход к определению числа оборотов вала двигателя, реализующего известный принцип «шаг – газ» управления вертолетом [15, 22].

В работе [1] приводится следующая формула, связывающая обороты НВ с углом установки его лопастей:

$$\bar{n}_{\text{НВ}}(t) = \sqrt{\frac{D(t)}{c_{\text{ТНВ}}(\varphi_{\text{НВ}}(t))}}, \quad (3.5.21)$$

где вспомогательная функция $D(t)$ имеет вид:

$$D(t) = \frac{1800T_{\text{НВ}}(t)}{\rho(h(t))n_{\text{НВ}}(t)\pi^3 R_{\text{НВ}}^4}, \quad (3.5.22)$$

а зависимость коэффициента тяги $c_{\text{ТНВ}}(\varphi_{\text{НВ}}(t))$ описывается следующим аппроксимационным полиномом:

$$c_{\text{ТНВ}}(\varphi_{\text{НВ}}) = c_0 + c_1\varphi_{\text{НВ}} + c_2\varphi_{\text{НВ}}^2 + c_3\varphi_{\text{НВ}}^3; \quad (3.5.23)$$

В этом выражении $\varphi_{\text{НВ}} = \varphi_{\text{НВ}}(t)$ – угол установки лопастей НВ в момент времени $t \in [t_0, t_k]$ является корнем параметрического нелинейного уравнения:

$$2\varphi_{\text{НВ}}(t) - \frac{D(t)(c_1 + 2c_2\varphi_{\text{НВ}}(t) + 3c_3\varphi_{\text{НВ}}^2(t))}{(c_0 + c_1\varphi_{\text{НВ}}(t) + c_2\varphi_{\text{НВ}}^2(t) + c_3\varphi_{\text{НВ}}^3(t))^2} = 0, \quad (3.5.24)$$

который определяется соответствующим численным методом [38].

Сформируем требуемый закон управления числом оборотов вала двигателя БВ в момент времени $t \in [t_0, t_k]$, обеспечивающего полученное выше число оборотов $\bar{n}_{\text{НВ}}(t)$ его несущего винта.

Абсолютное число оборотов НВ $n_{\text{НВ}}(t)$, $t \in [t_0, t_k]$ определяется из формул (3.5.9) и (3.5.21). Тогда текущее число оборотов вала двигателя БВ будет равно:

$$n_{\text{ДВ}}(t) = \frac{n_{\text{НВ}}(t)}{k_{\text{Гр}}}, \quad t \in [t_0, t_k]. \quad (3.5.25)$$

Соответственно, относительное число оборотов, входящее в вектор управления (3.5.17), вычисляется по формуле:

$$\bar{n}_{\text{дв}}(t) = \frac{n_{\text{нв}}(t)}{k_{\text{гр}} n_{\text{дв}}^{\text{max}}}, \quad t \in [t_0, t_k],$$

где $k_{\text{гр}}$ – передаточное число главного редуктора вертолета; $n_{\text{дв}}^{\text{max}}$ – максимальное число оборотов двигателя по его паспортным данным.

Полученный закон (3.5.25) используется для получения компоненты $\varphi_{\text{нв}}(t)$ вектора (3.5.17), учитывающего перспективный метод управления вертолетом « шаг – винт ».

Вычисление силы $T_{\text{рв}}(t)$ тяги РВ, входящей в вектор управления (3.5.16), осуществляется по формуле [1]:

$$\begin{aligned} T_{\text{рв}}(t) = mV_{\text{зад}}(t) \cos \theta_{\text{гр}}(t) \dot{\Psi}_{\text{гр}}(t) + \\ + M_{\text{р}}(h(t)) / L_{\text{рв}} - Z(V_{\text{зад}}(t), h(t)), \end{aligned} \quad (3.5.26)$$

в которую наряду с заданными значениями скорости и траекторных углов движения БВ входит реактивный момент $M_{\text{р}}(h(t))$ его несущего винта и боковая сила $Z(V_{\text{зад}}(t), h(t))$.

Угол $\varphi_{\text{рв}}(t)$ установки лопастей РВ, входящий в вектор управления (3.5.17), определяется из решения параметрического уравнения [1]:

$$\bar{c}_0 + \bar{c}_1 \varphi_{\text{рв}} + \bar{c}_2 \varphi_{\text{рв}}^2 + \bar{c}_3 \varphi_{\text{рв}}^3 - E(t) = 0, \quad t \in [t_0, t_k], \quad (3.5.27)$$

где \bar{c}_i – коэффициенты аппроксимации экспериментальной зависимости коэффициента $c_{\text{т рв}} = c_{\text{т рв}}(\varphi_{\text{рв}})$ тяги РВ; $E(t)$ – вспомогательная функция вида:

$$E(t) = \frac{2T_{\text{рв}}(t)}{\rho(h(t))(\omega_{\text{рв}} R_{\text{рв}})^2 \pi R_{\text{рв}}^2}, \quad (3.5.28)$$

зависящая от закона (3.5.26) и параметров РВ.

Для конкретизации функции $T_{РВ}(t)$ подставим вместо $M_p(h(t))$ выражение (3.5.3), записанное с учетом (3.5.7), как:

$$M_p(h(t), n_{дв}(t)) = \frac{30N_e(h(t), n_{дв}(t))\xi_N\eta_0(\varphi_{НВ}^0(t))}{\pi n_{НВ}(t)}. \quad (3.5.29)$$

Здесь $n_{дв}(t)$ и $n_{НВ}(t)$ – число оборотов соответственно вала двигателя и НВ вертолета, соответствующие силе тяги $T_{НВ}(t)$; $\eta_0(\varphi_{НВ}^0(t))$ – значение эффективного КПД НВ при законе $\varphi_{НВ}^0(t)$ изменения его общего шага.

Определенный с помощью выражений (3.5.26)-(3.5.29) закон $\varphi_{РВ}^0(t)$ изменения угла установки лопастей РВ будет являться реализацией перспективного принципа «шаг – винт» управления вертолетом, синхронизирующего работу НВ и РВ на малых скоростях полета и висении БВ.

Как было отмечено выше, число оборотов двигателя БВ регулируется работой соответствующего топливного насоса.

Рассмотрим подход к управлению двигателями путем регулирования расхода топлива через насос топливной системы БВ.

Требуемый двигателю часовой расход топлива в некоторый момент времени $t \in [t_0, t_k]$ представим следующим выражением:

$$R_{дв}(n_{дв}(t), h(t)) = c_e(h(t))N_e(n_{дв}(t), h(t)), \quad (3.5.30)$$

где удельный расход топлива c_e и мощность двигателя описываются как функции текущей высоты полета $h(t)$ и числа оборотов двигателя $n_{дв}(t)$ по приведенным выше формулам.

Будем считать, что для применяемого в системе топливного насоса задана расходная характеристика вида:

$$R_{нас} = f(N), \quad (3.5.31)$$

где N – число оборотов рабочего вала насоса (об/мин); $R_{нас}$ – расход рабочей жидкости (производительность насоса) (л/ч).

Тогда требуемое число оборотов насоса $N_{\text{тр}}(t)$, обеспечивающее расход топлива $R_{\text{дв}}(n_{\text{дв}}(t), h(t))$, получаем для каждого момента времени $t \in [t_0, t_k]$ приравниванием выражений (3.5.30) и (3.5.31) из решения следующего параметрического уравнения:

$$f(N(t)) = c_e(h(t))N_e(n_{\text{дв}}(t), h(t)), \quad t \in [t_0, t_k]. \quad (3.5.32)$$

Корень этого уравнения в виде абсолютного значения $N_{\text{тр}}(t)$ или его относительного значения:

$$\bar{N}_{\text{тр}}(t) = N_{\text{тр}}(t) / N_{\text{max}}, \quad (3.5.33)$$

где N_{max} – максимальное число оборотов рабочего вала насоса.

Зависимость (3.5.33) используется в бортовом комплексе управления полетом и оборудованием БВ [1] при выполнении вертолетом запрограммированных полетных заданий на заданном интервале времени $[t_0, t_k]$.

Пример 3.7.

Будем считать, что БВ на высоте $h = 100$ м осуществляет горизонтальный полет со скоростью $V = 100$ км/ч = 27,7 м/с.

Из результатов Примера 3.5 имеем, что:

$$\bar{n} = 82,1\%; \quad N_e = 300,1 \text{ л.с.}$$

Удельный расход топлива для двигателя М-14В-26 из Табл. 3.5 примем равным:

$$c_e = 300 \text{ г/л.с.}\cdot\text{ч.}$$

Тогда требуемый для полета часовой расход топлива по формуле (3.5.30) определяется как:

$$R_{\text{треб}} = 300 \cdot 300 = 90000 \text{ г/ч} = 90 \text{ л/ч.}$$

Пусть в топливной системе БВ используется подкачивающий насос со следующими условными значениями максимального числа оборотов и производительности:

$$N_{\text{max}} = 2200 \text{ об/мин}; \quad Q_{\text{нас}} = 300 \text{ л/ч.}$$

Тогда коэффициент k линейной расходной характеристики вида (3.5.31):

$$R_{\text{нас}} = kN$$

определяются как:

$$k = \frac{Q_{\text{нас}}}{N_{\text{max}}} = \frac{300}{2200} = 0,1364.$$

Требуемое число оборотов $N_{\text{тр}}$ рабочего вала насоса определим из уравнения (3.5.32), которое конкретизируется следующим образом:

$$0,1364N = 90.$$

Откуда имеем, что:

$$N_{\text{тр}} = \frac{90}{0,1364} = 660 \text{ об/мин.}$$

Относительное число оборотов насоса будет равно:

$$\bar{N}_{\text{тр}} = \frac{660}{2200} = 0,3.$$

В существующих топливных системах дизельных двигателей и ТВД подкачивающие насосы имеют значительно бóльшую производительность, чем это требуется насосам высокого давления для обеспечения работы их форсунок [30, 37]. При этом излишки топлива сливаются по дренажной системе в топливный бак системы. Такой подход вызывает ее усложнение и, как следствие, повышение стоимости топливной системы.

Применение в топливных системах БВ регулирования производительности подкачивающих насосов для обеспечения требуемого закона изменения числа $n_{\text{дв}}(t)$ вала двигателя вертолета с использованием выражений (3.5.30)-(3.5.33) позволит обеспечить его эффективную работу при выполнении каждого полетного задания.

Эта цель может быть достигнута путем применения бортовой компьютерной системы управления двигателем. Такая система может быть реализована как подсистема комплекса управления полетом и оборудованием БВ [1].

Для практической реализации указанных выше соотношений система воздушных сигналов (СВС) комплекса должна обеспечивать измерение давления и температуры воздуха на высоте $h = h(t)$, необходимых для вычисления мощности $N_e(n_{\text{дв}}(t), h(t))$ двигателя БВ.

Отметим, что при формировании подсистемы управления двигателями БВ можно воспользоваться достаточно простым описанием структуры, функций и технических средств системы автоматизации управления дизельными двигателями, приведенной в работе [37], адаптировав ее к авиационным тепловым двигателям.

Глава 4. СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ НА БАЗЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Данный тип силовых установок (СУ) беспилотной авиационной техники в настоящее время включает в себя следующие составляющие:

- электропривод винтомоторной группы или несущего винта;
- система питания электропривода;
- блоки управления;
- система охлаждения (вентиляции) электропривода.

Примерами сверхлегких образцов такой техники являются БЛА самолетных схем разработки фирмы «Эникс» (г. Казань) и сверхлегкие беспилотные вертолеты фирмы «Радар-ММС» (г. Санкт-Петербург). В настоящее время рассматриваются вопросы применения таких СУ на высотных БЛА большой продолжительности полета [39]. Следует заметить, что сведения об отечественных разработках БВ легкого, среднего и тяжелого класса с электрической СУ в существующей литературе отсутствуют. При этом ряд известных зарубежных фирм развернули эти работы с начала 2000-х годов. Проблема создания «электрического» вертолета была сформулирована сотрудниками ЦИАМ в работе [20].

Как было отмечено в этой работе, возможность создания силовой установки пилотируемых вертолетов без газотурбинного или поршневого двигателя появится при достижении удельной массой ее 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.

Различные варианты электрификации СУ БВ были рассмотрены в монографии [1].

Применение маршевых электродвигателей в СУ БВ имеет ряд следующих преимуществ:

- меньшая масса электродвигателей по сравнению с тепловыми двигателями аналогичной мощности;
- практическая независимость мощности таких двигателей от высоты полета вертолета;
- меньшая пожароопасность вертолета с электрической силовой установкой по сравнению с силовой установкой на базе тепловых двигателей.

Для применения в силовых установках БВ маршевых электродвигателей предлагается осуществлять их выбор из каталогов, исходя из следующих основных показателей:

- масса, скорость и длительность полета БВ;
- мощность, энергопотребление и массогабаритные размеры двигателя.

4.1. Структура и классификация электрических силовых установок беспилотных вертолетов

В общем случае силовая установка (СУ) БВ такого типа представляет собой электропривод его несущего винта и является электромеханической системой преобразования электрической энергии в механическую для требуемого управления его вращением. Современная теория и практика электроприводных устройств изложена в работах [40-43, 66].

Обобщим эти результаты применительно к проблеме создания перспективных электрических СУ БВ легкого, среднего и тяжелого классов.

Одной из актуальных задач решаемой проблемы является анализ возможностей применения электрического привода для вращения винтов вертолета. Использование регулируемого по частоте вращения такого привода в силовой установке вертолета позволит получить ряд следующих преимуществ по сравнению с традиционными силовыми установками на базе тепловых двигателей:

- повысить качество траекторного управления и улучшить маневренность вертолета вследствие возможности раздельного управления частотой вращения несущего и рулевого винтов;
- снизить массу вертолета, повысить надежность и увеличить ресурс его силовой установки за счет исключения ряда сложных механических устройств (главный редуктор, трансмиссия и др.);
- снизить эксплуатационные расходы;
- улучшить экологические характеристики за счет снижения выбросов отработанных газов, шума и др.;
- уменьшить тепловую заметность вертолетов военного применения.

Реализация этих преимуществ зависит от технологических возможностей создания источников электропитания с необходимыми характеристиками, электрических приводов и устройств управления ими.

К настоящему времени, несмотря на большой интерес, проявляемый в мире к этой проблеме, имеется достаточно небольшое количество зарубежных работ по беспилотным вер-

толетам среднего и тяжелого классов с электрической силовой установкой. В частности имеется информация о разработке такого вертолета фирмой Sikorsky на базе беспилотного вертолета S-300С, на котором использовался поршневой двигатель мощностью 190 л.с. (139,745 кВт) [20].

На экспериментальном образце «Firefly» вертолета поршневой двигатель заменен электрическим двигателем такой же мощности с максимальной частотой вращения 3200 об/мин. Этот двигатель с постоянными магнитами имеет воздушное охлаждение. Источником электроэнергии является батарея литиево-ионных аккумуляторных батарей на 135 А·ч напряжением 360 В фирмы GAIA (ФРГ), который состоит из 300 ячеек с плотностью энергии 0,13 кВт/кг. При этом взлетная масса «Firefly» сопоставима с массой вертолета S-300С и равна 1000 кг.

В указанной выше работе приведены результаты анализа практических возможностей применения «электрических» технологий в силовой установке пилотируемых вертолетов и перспектив в этой области для «электрической» и частично «электрифицированной» силовой установки по критерию их массы. Приведена оценка достижимой минимальной массы, определены представленные выше требования к удельной массе электрических устройств, при которой создание подобных силовых установок становится реальным. Отмечается, что к 2030 г. должна снизиться удельная масса электроприводов, генераторов и преобразователей в 3 раза по сравнению с современным уровнем. При этом можно ожидать снижения удельной массы аккумуляторов в 9 раз, топливных элементов – в 7 раз.

Общая структура электрической силовой установки БВ приведена на Рис. 4.1.

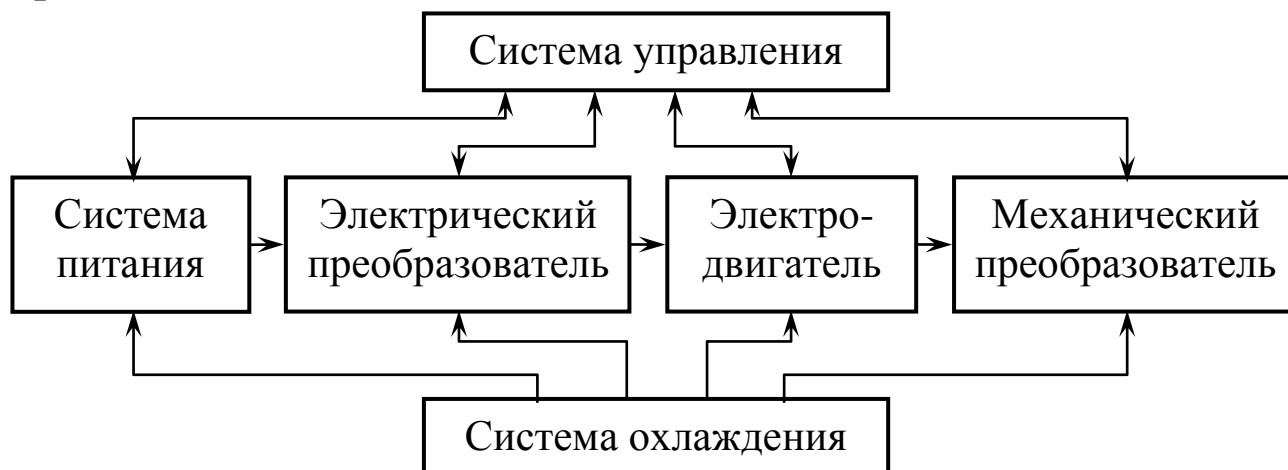


Рис. 4.1

Приведем краткую характеристику ее элементов.

Система питания, которая является частью системы электроснабжения (СЭС) БВ, формируется для рассматриваемого вида СУ вертолета с использованием генераторов, аккумуляторных батарей, а в перспективе – топливных элементов (см. Разд. 1.4).

Электрический преобразователь предназначен для преобразования электрических параметров системы питания в регулируемое напряжение постоянного или переменного тока, необходимое для работы маршевого электродвигателя БВ.

Электродвигатель как основной элемент силовой установки предназначен для преобразования электрической энергии в механическую, необходимую для требуемого числа оборотов несущего винта (НВ) БВ.

Механический преобразователь осуществляет согласование скорости вращения вала электродвигателя с требуемой скоростью вращения НВ БВ. В качестве таких устройств используются муфты, редукторы и т.п.

Система управления предназначена для программного управления числом оборотов НВ БВ, измерения и оценки технического состояния всех элементов СУ вертолета и текущего регулирования ее параметров. В этой электронной системе должен быть реализован принцип обратной связи, который компенсирует внешние воздействия путем измерения и выработки регулирующих воздействий. Основным из таких воздействий является изменение момента нагрузки на выходное устройство механического преобразователя при смене режимов полета вертолета. Основной задачей системы в таких ситуациях является обеспечение требуемого числа оборотов НВ БВ. Отметим, что для качественного выполнения своих функций эта система должна включать в себя вычислитель на базе соответствующих микропроцессоров, блоки памяти и требуемые преобразователи входной и выходной информации в виде аналого-цифровых (АЦП) и цифроаналоговых (ЦАП) преобразователей.

Система охлаждения предназначена для обеспечения требуемых эксплуатационных значений температуры элементов, применяемых в силовой установке БВ.

Рассмотрим один из вариантов классификации возможных видов электрических СУ (ЭСУ) БВ.

По роду применяемых тока и напряжения выделяются:

- ЭСУ постоянного тока;
- ЭСУ переменного тока.

По числу маршевых электродвигателей:

- однодвигательные ЭСУ;
- двухдвигательные ЭСУ.

Последние используются при необходимости создания через редуктор больших значений крутящего момента НВ.

По конструкции:

- редукторные ЭСУ;
- безредукторные ЭСУ.

По мощности:

- ЭСУ малой мощности (до 10 кВт);
- ЭСУ средней мощности (от 10 кВт до 500 кВт);
- ЭСУ большой мощности (свыше 500 кВт).

Приведенная выше общая классификация электрических СУ беспилотной вертолетной техники представлена на Рис. 4.2.

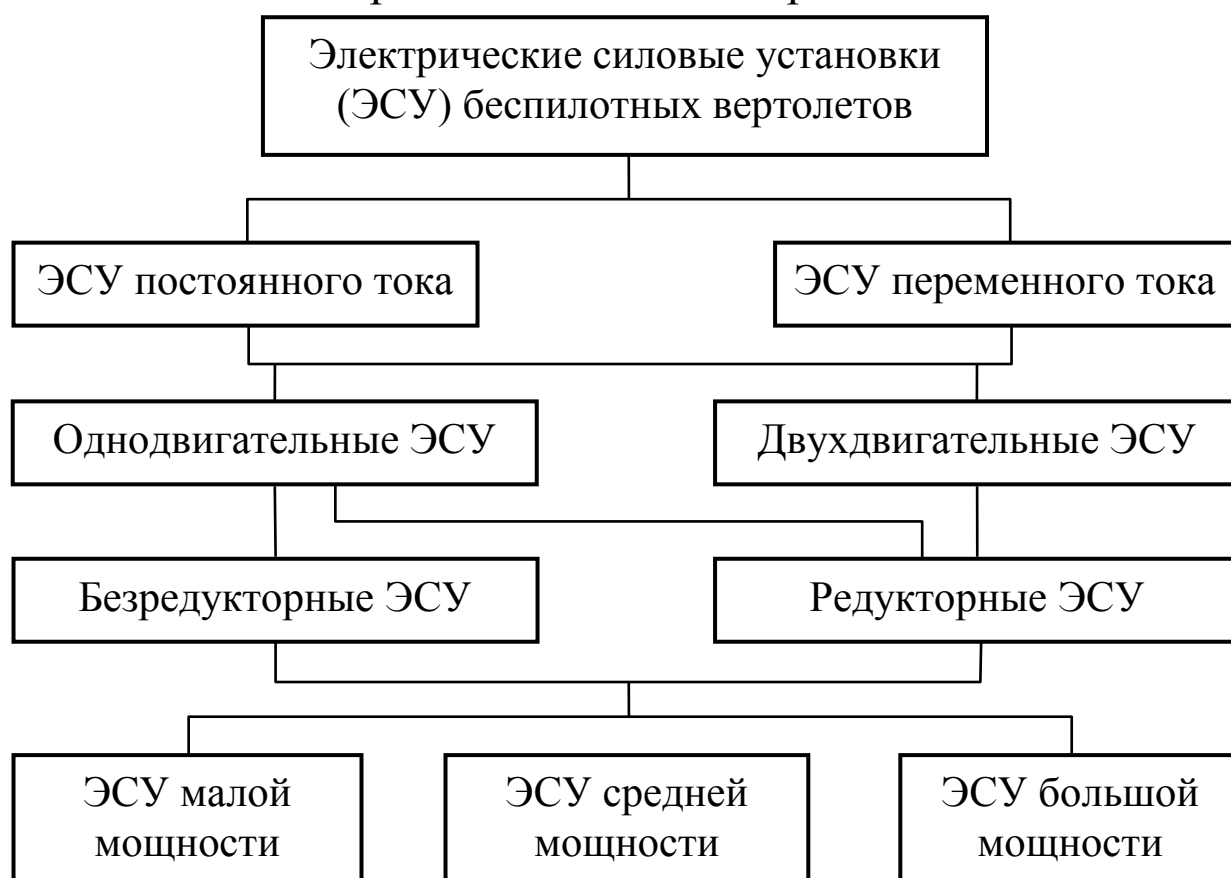


Рис. 4.2

Основными характеристиками маршевых электродвигателей БВ являются:

- *механическая характеристика*, которая представляется зависимостью:

$$\Omega_{эд} = f_1(M_{эм}), \quad (4.1.1)$$

где $\Omega_{\text{эд}}$ – угловая скорость вращения вала электродвигателя; $M_{\text{эм}}$ – электромагнитный момент двигателя. В некоторых случаях вместо него используется момент сопротивления M_c ;

- *электрохимическая характеристика*, описываемая зависимостью:

$$\Omega_{\text{эд}} = f_2(J), \quad (4.1.2)$$

где J – сила тока, питающего электродвигатель;

- *электрические характеристики*, включающие в себя номинальное напряжение, рабочий и максимальный токи, ток холостого хода.

Кроме этих характеристик используется *динамическая характеристика* двигателя, отражающая время, потребное для выхода на требуемые обороты при изменении во времени управляющего тока (напряжения). Эта характеристика является аналогом параметра приемистости тепловых двигателей.

Отметим, что электрические СУ БВ имеют критерии оптимальности, полностью соответствующие таким критериям «тепловых» СУ БВ (см. Разд. 3.3). Главным из них является критерий минимальной стоимости ЭСУ БВ. Одним из путей достижения этой цели является применение электродвигателей постоянного тока. Применение такого вида тока в бортовых СЭС, обоснованное в работе [2], позволит существенным образом сократить массу ЭСУ, прежде всего электрических проводов по сравнению с трехфазными системами переменного тока, требующими трехпроводной проводки вместо однопроводной. При этом постоянный ток предпочтительней для механизмов с большими пусковыми моментами и необходимостью изменения в широких диапазонах скорости их вращения, а также для реализации всевозможных управляющих устройств.

В этой работе отмечается, что повышение напряжения в СЭС приводит к почти пропорциональному уменьшению массы применяемых в системе электрических машин. При этом утверждается, что наиболее эффективными для беспилотной авиационной техники являются напряжения 250-270 В постоянного тока.

4.2. Оптимальный выбор маршевого электродвигателя для силовой установки беспилотных вертолетов

При выборе такого электродвигателя (ЭД) из каталогов существующих образцов необходимо руководствоваться следующими основными критериями:

- вид тока, питающего двигатель;
- мощность ЭД;
- режимы его работы;
- климатические условия и другие внешние факторы.

В зависимости от вида применяемого тока в рассматриваемых силовых установках (СУ) БВ могут использоваться ЭД постоянного или переменного тока.

Особенности тяговых электродвигателей этих видов подробно описаны в работах [48, 50, 53].

При выборе ЭД необходимо соблюдать следующие условия:

1. Наиболее полное соответствие двигателя механическим свойствам работы несущего винта (НВ) БВ. Это означает, что механическая характеристика (4.1.1) двигателя должна позволять сообщать НВ необходимые величины угловой скорости и ускорения в установившихся и переходных режимах его работы.

2. Максимальное использование мощности ЭД во всех режимах его работы с учетом затрат на охлаждение двигате-

ля. Последние необходимы для того, чтобы температура всех активных частей ЭД в наиболее «тяжелых» режимах его работы максимально приближалась к допустимой по нормам температуре нагрева, но не превышала ее значение.

3. Соответствие ЭД по конструктивному исполнению требованиям компоновки моторного отсека корпуса БВ.

4. Соответствие характеристик ЭД параметрам применения системы электропитания.

Для выбора конкретного образца ЭД используются следующие исходные данные:

- максимальная мощность на валу НВ, а при ее изменении или изменении момента сопротивления в процессах полета БВ функции (таблицы) их изменения во времени;

- частота вращения (или диапазон таких частот) вала НВ;

- вид механического преобразователя ЭСУ (см. Рис. 4.1). При использовании в его составе редуктора указывается применяемое передаточное число;

- величина пускового момента, которую должен обеспечить ЭД на приводном валу НВ;

- пределы регулирования частоты вращения ЭД с указанием интервала ее значений и соответствующих величин мощности и моментов;

- требуемое качество (непрерывность, плавность, дискретность) регулирования частоты вращения вала ЭД;

- характеристики внешней среды эксплуатации ЭД.

Выше было обосновано применение в ЭСУ БВ двигателей постоянного тока. Дополнительно отметим, что такие ЭД отличаются высоким пусковым моментом и стабильной работой в условиях больших перегрузок. Этим обуславливается их широкое применение на электротранспорте, в частности в

электромобильной технике (электромобили и электробусы) [50, 53].

Рассмотрим один из подходов к выбору оптимального ЭД постоянного тока из каталога существующих образцов.

Пусть имеется каталог подходящих образцов двигателей, содержащих K наименований с соответствующими параметрами и характеристиками.

Для решения задачи выбора ЭД введем булевские переменные [44]:

$$x_j \in \{0; 1\}, \quad j = (\overline{1, K}). \quad (4.2.1)$$

Значения этих переменных означают, что если некоторая j -я из них равна 1, то выбирается j -й двигатель. При значении $x_j = 0$ такой выбор не производится.

Условие того, что в результате решения задачи должен быть выбран из каталога один конкретный образец ЭД, с учетом (4.2.1) записывается в виде равенства:

$$\sum_{j=1}^K x_j = 1. \quad (4.2.2)$$

Выбранный двигатель должен иметь максимальную мощность, соответствующую потребной мощности движения БВ (см. Разд. 2.1). Это требование представляется следующим неравенством:

$$N_{\text{пот}}^{(1)} \leq \sum_{j=1}^K N_j x_j \leq N_{\text{пот}}^{(2)}, \quad (4.2.3)$$

где $[N_{\text{пот}}^{(1)}, N_{\text{пот}}^{(2)}]$ – интервал значений потребной мощности, определенной по методике, изложенной в Разд. 2.1; N_j – максимальное значение мощности j -го образца ЭД.

Будем считать известными максимальные значения крутящего момента $M_{кр}$ и числа $n_{нв}$ оборотов НВ вертолета, рассчитанные по методике, приведенной в Разд. 3.5.

Тогда условия соответствия характеристик выбираемого двигателя этим значениям описываются неравенствами вида:

$$\sum_{j=1}^K M_j x_j \geq M_{кр}; \quad (4.2.4)$$

$$\sum_{j=1}^K n_j x_j \geq n_{нв}. \quad (4.2.5)$$

В этих выражениях M_j и n_j – соответственно максимальные значения крутящего момента и числа оборотов j -го образца ЭД, $j = (\overline{1, K})$.

Заметим, что условиям (4.2.3)-(4.2.5) могут удовлетворять несколько образцов ЭД, которые будем называть *множеством допустимых решений* \mathcal{N} .

При выполнении условия (4.2.2) введем в рассмотрение следующие критерии оптимального выбора ЭД:

- удельная масса выбранного двигателя:

$$\bar{m} = \sum_{j=1}^K \bar{m}_j x_j \rightarrow \min_{x_j}; \quad (4.2.6)$$

- стоимость выбранного ЭД:

$$C = \sum_{j=1}^K c_j x_j \rightarrow \min_{x_j}; \quad (4.2.7)$$

где \bar{m}_j и c_j – удельная масса и стоимость j -го образца двигателя, $j = (\overline{1, K})$.

Однокритериальные задачи оптимизации (4.2.6), (4.2.2)-(4.2.5) и (4.2.7), (4.2.2)-(4.2.5) являются задачами дискретного

(булевого) программирования и могут быть решены известными достаточно сложными численными методами [44].

Отметим, что наличие условия (4.2.2) позволяет решать эти задачи более простым предлагаемым ниже эвристическим методом. Этот метод при решении первой из приведенных выше задач включает в себя следующие этапы:

1°. Упорядочим коэффициенты целевой функции (4.2.6) по возрастанию их значений:

$$\bar{m}_{j_1} \leq \bar{m}_{j_2} \leq \dots \leq \bar{m}_{j_s} \leq \dots \leq \bar{m}_{j_K}. \quad (4.2.8)$$

2°. Используя индексы (номер образцов двигателей) из выражения (4.2.8), последовательно полагаем $j = j_s$, $s = 1, 2, \dots, K$ и одновременно проверяем выполнение неравенств вида:

$$N_{\text{пот}}^{(1)} \leq N_{j_s} \leq N_{\text{пот}}^{(2)}; \quad M_{j_s} \geq M_{\text{кр}}; \quad n_{j_s} \geq n_{\text{нв}}. \quad (4.2.9)$$

3°. При удовлетворении этих условий для некоторого s_0 считается, что оптимальным образцом ЭД является двигатель с индексом j_{s_0} из применяемого каталога K .

4°. Для выбранного двигателя фиксируем следующие параметры:

- модель (марка);
- напряжение питания u_0 (В);
- максимальная мощность N_0 (кВт);
- максимальный крутящий момент M_0 (Н·м);
- максимальное число оборотов n_0 (об/мин);
- масса m_0 (кг);
- удельная масса \bar{m}_0 (кг/кВт);
- стоимость c_0 (ден. ед.).

В качестве дополнительных параметров из паспорта ЭД выбираются следующие данные:

- рабочий ток $J_{\text{раб}}^0$ (А);
- максимальный ток J_{max}^0 (А);
- ток холостого хода J_{xx}^0 (А);
- максимальный КПД η_0 .

При решении задачи (4.2.7), (4.2.2)-(4.2.5) применяется тот же метод с формированием на этапе 1^о представленного метода упорядочения вида:

$$c_{j_1} \leq c_{j_2} \leq \dots \leq c_{j_s} \leq \dots \leq c_{j_K}. \quad (4.2.10)$$

Выбор оптимального двигателя предлагается осуществлять при решении двухкритериальной задачи вида:

$$(\bar{m}, c) \rightarrow \min_{x_j} \quad (4.2.11)$$

по методике, приведенной в Разд. 2.3.

При ее использовании предварительно формируется множество допустимых вариантов ЭД:

$$D = \{d_j | j \in J\}, \quad (4.2.12)$$

где J – множество индексов (номеров) образцов двигателей j , для которых выполняются все неравенства вида:

$$N_{\text{пот}}^{(1)} \leq N_j \leq N_{\text{пот}}^{(2)}; \quad M_j \geq M_{\text{кр}}; \quad n_j \geq n_{\text{нв}}, \quad j \in \overline{(1, K)}. \quad (4.2.13)$$

Вид используемого при выборе ЭД органта (конуса) приведен на Рис. 4.3.

На этом рисунке варианты a, b, c, d представляют собой оптимальные по Парето образцы ЭД, являющиеся решением задачи (4.2.11).

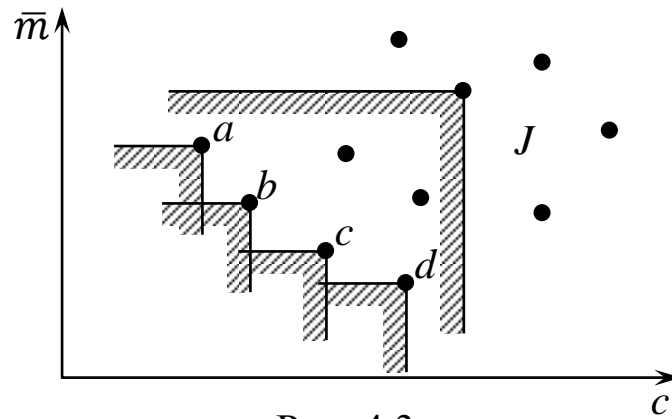


Рис. 4.3

Рассмотрим примеры, иллюстрирующие предлагаемые подходы к оптимальному выбору маршевого двигателя для ЭСУ БВ.

Пример 4.1.

Пусть для ЭСУ гипотетического БВ с условными параметрами:

$$N_{\text{ПОТ}}^{(1)} = 20 \text{ кВт}; \quad N_{\text{ПОТ}}^{(2)} = 50 \text{ кВт};$$

$$M_{\text{кр}} = 26 \text{ Н} \cdot \text{м}; \quad n_{\text{НВ}} = 500 \text{ об/мин},$$

требуется выбрать оптимальный ЭД из каталога двигателей, приведенного в Табл. 4.1, содержащего $K = 8$ образцов [45].

Используя приведенный выше эвристический метод, однокритериальный выбор ЭД проведем по критерию удельной массы.

Упорядочение (4.2.8) значение $\bar{m}_j, j = (\overline{1, 8})$ (этап 1°) будет иметь следующий вид:

$$\bar{m}_2 \leq \bar{m}_1 \leq \bar{m}_8 \leq \bar{m}_7 \leq \bar{m}_6 \leq \bar{m}_5 \leq \bar{m}_4 \leq \bar{m}_3.$$

Последовательно фиксируя индексы $j_s = 2, 1, 8, 7, 6, 5, 4, 3$ и проверяя для каждого значения выполнение всех условий вида (4.2.9), устанавливаем, что при $j_{s_0} = 8$ все неравенства имеют место.

Таблица 4.1

№	Модель (марка)	U , (В)	$N_{\text{ном}}$, (кВт)	$M_{\text{ном}}$, (Н·м)	$N_{\text{макс}}$, (кВт/л.с.)	$M_{\text{макс}}$, (Н·м)	n , (об/мин)	Масса (кг)	Примерная стоимость (дол.)	Удельная масса (кг/кВт)
1	Perm-Motor PMG-132	72	7,2	20,5	14,5/19,7	38,5	3480	11	1000	0,759
2	LEMCO LEM- 200	48	4,3	14,2	17,2/23,4	57	2880	11	1800	0,639
3	ADC #203-06- 4001A	120	16,3	23,95	28,0/38,1	45,3	6500	66,5	1450	2,375
4	ADC FB1- 4001	144	21,5	34,2	36,8/50,0	81,9	6000	66,5	1700	1,807
5	GoldenMotor HPM3000B	48/72	3	10	6/8,16	25	5000	8	429	1,332
6	GoldenMotor HPM5000B	48/72/ 96	5	14	10/13,6	24	6000	11	655	1,100
7	GoldenMotor HPM-10KW	48/72/ 96/12	10	30	20/27,2	60	6000	17	1095	0,850
8	GoldenMotor HPM-20KW	72/96/ 120	20	80	50/68	160	5000	39	2606	0,780

Это означает, что при используемой критерии (4.2.6) оптимальным будет двигатель марки Golden Motor НРМ-20КВ с параметрами:

$$U_0 = 72/96/120 \text{ В}; \quad N_0 = 50 \text{ кВт}; \quad M_0 = 160 \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$n_0 = 5000 \text{ об/мин}; \quad m_0 = 59 \text{ кг};$$

$$c_0 = 2606 \text{ дол.}; \quad \bar{m}_0 = 0,78 \text{ кг/кВт}.$$

При этом в ЭСУ БВ необходим главный редуктор с передаточным числом:

$$i_{\text{гр}} = \frac{n_{\text{НВ}}}{n_0} = \frac{500}{5000} = 0,1$$

Для выбора ЭД по критерию минимальной стоимости (задача (4.2.7), (4.2.2)-(4.2.5)) сформируем упорядочение (4.2.10), которое будет иметь следующий вид:

$$c_5 \leq c_6 \leq c_1 \leq c_7 \leq c_3 \leq c_4 \leq c_2 \leq c_8.$$

Для этого упорядочения все неравенства (4.2.9) будут выполняться при $j_{s_0} = 7$.

В этом случае оптимальным ЭД будет являться двигатель Golden Motor НРМ-10КВ, имеющий следующие характеристики:

$$U_0 = 48/72/96/120 \text{ В}; \quad N_0 = 20 \text{ кВт}; \quad M_0 = 60 \text{ Н}\cdot\text{м};$$

$$n_0 = 6000 \text{ об/мин}; \quad m_0 = 17 \text{ кг};$$

$$c_0 = 1095 \text{ дол.}; \quad \bar{m}_0 = 0,85 \text{ кг/кВт}.$$

Для применения в ЭСУ этого образца ЭД должен быть использован главный редуктор с передаточным числом:

$$i_{\text{гр}} = \frac{n_{\text{НВ}}}{n_0} = \frac{500}{6000} = 0,083.$$

Рассмотрим пример выбора ЭД путем решения двухкритериальной задачи оптимизации (4.2.11).

Пример 4.2.

При исходных данных Примера 4.1 получаем, что все неравенства (4.2.13) выполняются для индексного множества:

$$J = \{4, 7, 8\}.$$

Тогда допустимым множеством D двигателей являются ЭД, представленные в Табл. 4.2.

Таблица 4.2.

j	Модель	\bar{m}_j	c_j
4	ADC FB1-4001	1,807	1700
7	GoldenMotor НРМ-10KW	0,85	1095
8	GoldenMotor НРМ-20KW	0,78	2606

Конкретизируем по данным этой таблицы рисунок вида Рис. 4.3.

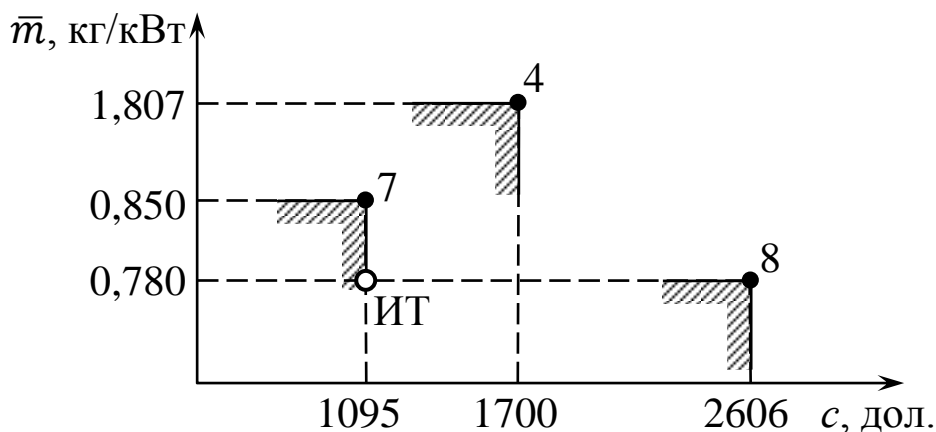


Рис. 4.4

Из полученного Рис. 4.4 можно сделать следующие заключения:

1. В связи с тем, что ортант с вершиной в варианте 4 включает в себя вариант 7, то он отбрасывается и парето-оптимальное множество в пространстве решений задачи (4.2.11) будет включать в себя только варианты 7 и 8.

2. Идеальная точка (ИТ) в пространстве критериев имеет следующие координаты:

$$c_{\text{ИТ}} = 1095 \text{ дол.}; \quad \bar{m}_{\text{ИТ}} = 0,780 \text{ кг/кВт.}$$

Для определения ближайшего к ИТ варианта выбираемого ЭД вычислим относительные значения расстояний по формулам:

$$\begin{aligned} \bar{\rho}_7 &= \sqrt{\left(\frac{\bar{m}_7 - \bar{m}_{\text{ИТ}}}{\bar{m}_{\text{max}}}\right)^2 + \left(\frac{c_7 - c_{\text{ИТ}}}{c_{\text{max}}}\right)^2} = \\ &= \sqrt{\left(\frac{0,850 - 0,780}{0,850}\right)^2 + \left(\frac{1095 - 1095}{2606}\right)^2} = 0,0823; \\ \bar{\rho}_8 &= \sqrt{\left(\frac{\bar{m}_8 - \bar{m}_{\text{ИТ}}}{\bar{m}_{\text{max}}}\right)^2 + \left(\frac{c_8 - c_{\text{ИТ}}}{c_{\text{max}}}\right)^2} = \\ &= \sqrt{\left(\frac{0,850 - 0,850}{0,850}\right)^2 + \left(\frac{2606 - 1095}{2606}\right)^2} = 0,5798. \end{aligned}$$

В связи с тем, что $\bar{\rho}_7 < \bar{\rho}_8$, имеем, что «квазиоптимальным» решением задачи (4.2.11) будет ближайший к «идеальному» решению седьмой вариант ЭД (см. Табл. 4.1) со значениями:

$$\bar{m} = 0,850 \text{ кг/кВт}; \quad c = 1095 \text{ дол.}$$

4.3. Системы аккумуляторного питания маршевого электродвигателя силовой установки беспилотных вертолетов

Питание маршевого двигателя электрической силовой установки (ЭСУ) БВ может быть осуществлено двумя способами:

1. Путем преобразования к требуемым значениям электрических параметров, вырабатываемых бортовой системой электроснабжения (СЭС) БВ.

2. Автономной системой питания на основе аккумуляторных батарей и топливных элементов.

Реализация первого способа связывается с выбором соответствующих электрических преобразователей напряжения и тока (см. Рис. 4.1).

Рассмотрим основные расчетные соотношения для формирования наиболее распространенной автономной аккумуляторной системы питания для выбранного по методикам Разд. 4.2 маршевого двигателя для ЭСУ БВ.

Исходными паспортными данными для решения этой задачи являются следующие параметры этого двигателя:

- напряжение питания U (В);
- номинальная мощность $N_{\text{ном}}$ (кВт);
- максимальная мощность N_{max} (кВт);
- рабочий ток $J_{\text{раб}}$ (А);
- максимальный ток J_{max} (А);
- ток холостого хода $J_{\text{хх}}$ (А);
- максимальный КПД η_{max} .

Аккумуляторы такой системы питания имеют следующие характеристики [46]:

- *емкость (зарядная емкость)*, которая отражает затраты тока и времени, в течение которого полностью заряженный аккумулятор сможет питать соответствующую нагрузку;
- *плотность энергии* – количество электрической энергии на единицу веса;
- *саморазряд*, заключающийся в потере аккумулятором емкости при отсутствии нагрузки;
- *рабочая температура* – интервал температур окружающей среды, при выходе из которого значительно увеличивается саморазряд и уменьшается срок службы (ресурс) аккумулятора.

При этом срок службы зависит в основном от следующих факторов:

1) Процента разрядки, который не рекомендуется снижать ниже 80%.

2) Температуры электролита, которая должна лежать в соответствующих диапазонах. Отмечается, что повышение температуры на 10° снижает срок службы аккумулятора в 2 раза. В то же время не рекомендуется чрезмерно охлаждать электролит.

3) Необходимость полной зарядки аккумулятора хотя бы один раз в месяц [47].

Проведенный анализ показал, что в настоящее время наибольшее применение нашли следующие типы аккумуляторов (Табл. 4.3).

Несмотря на малую удельную предельную теоретическую энергоемкость, ввиду своих химических характеристик, свинцово-кислотные аккумуляторы в настоящее время обладают самой большой теоретической удельной энергоплотностью, что позволяет собирать из них аккумуляторные батареи большой мощности. Удельная мощность этих аккумуляторов уступает многим другим аккумуляторам, но, несмотря на все эти недостатки, свинцово-кислотные аккумуляторы являются самыми выгодными по критерию «Цена – Качество» [46, 47].

Свинцово-кислотные аккумуляторы подразделяться на следующие виды:

- Автомобильные – самые маломощные, они просты в изготовлении и обслуживании, переносят около 100 - 150 циклов подзарядок на 80% от максимальной величины заряда;

Таблица 4.3.

Тип аккумулятора	Удельная предельная теоретическая энергоёмкость (Вт·ч/кг)	Теоретическая удельная энергоплотность (Вт·ч/дм ³)	Удельная мощность (Вт/кг)	ЭДС заряженного аккумулятора (В)	Рабочая температура (°C)	КПД (%)
Свинцово-кислотный (Pb)	133	1250	150	2,11 - 2,17	-40 - +40	85
Никель-кадмиевый (NiCd)	237	50 - 150	150-500	1,37	-50 - +40	85
Никель-металл-гидридный (NiMh)	300	150	250-1000	1,25	-60 - +55	95
Никель-цинковый (NiZn)	400	255	130	1,78	-30- +40	80
Литий-ионный (Li-ion)	700	1250	1000 - 1800	1,70 - 2,50	-60 - +70	95
Литий-железо-фосфатный (LiFePO ₄ , LFP)	800	220 - 250	2400	3,00 - 3,30	-30- +55	95

• AGM – это герметизированные аккумуляторы, рассчитанные на 250 - 400 циклов разрядов на 80%, основной недостаток которых – большая восприимчивость к перезарядам;

- Гелиевые – кислотные герметизированные, переносят приблизительно 350 - 500 циклов разрядов на 80%, но требовательны к емкостям зарядных токов;

- Панцирные – выдерживают порядка 1000 - 1500 циклов разрядов по 80%, в наибольшей степени подходят для применения в автономных системах, но обладают большой стоимостью.

По состоянию на сегодняшний день, основной объем рынка аккумуляторных батарей для автономных систем занимают свинцово-кислотные, имеющие достаточно неплохие параметры по удельной мощности, достаточно высокий КПД и, что самое главное, они самые дешевые. В настоящее время перспективным направлением является развитие батарей на основе лития (литий-полимерные и литий-железно-фосфатные), которые имеют КПД до 0,95 и большой ресурс. Кроме того, они менее требовательны к зарядке/перезарядке.

Ввиду того что эта технология еще не до конца освоена литиевые аккумуляторы имеют значительную стоимость что ограничивает их применение в системах автономного питания.

В работе [48] отмечается, что в настоящее время ведутся работы по созданию аккумуляторных батарей (АКБ) с малым временем зарядки (порядка 15 мин), в том числе с применением наноматериалов. Рассматривается возможность в перспективе замены аккумуляторов топливными элементами (см. Разд. 1.4) и ионисторами (суперконденсаторами), имеющими очень малое время зарядки, число циклов зарядки порядка сотен тысяч и высокий КПД (более 0,95).

Опытные образцы ионисторов на базе графена уже имеют удельную энергоемкость 32 Вт·ч/кг, сравнимую с таким показателем для свинцово-кислотных аккумуляторов (30-40 Вт·ч/кг).

Заметим, что задача оптимального выбора аккумуляторов за счет необходимости учета множества разнообразных факторов до настоящего времени не решена [46-48].

Отдельный класс аккумуляторов составляют авиационные аккумуляторы, входящие в состав систем электроснабжения самолетов и вертолетов [9, 49, 69].

Авиационные АКБ подразделяют на бортовые и аэродромные. Такие АКБ имеют следующие условные обозначения:

а) цифры перед буквами указывают количество последовательно соединенных аккумуляторов в батарее;

б) буквы означают область применения и конструкцию (А – авиационная бортовая, САМ – стартерная авиационная моноблочная, АСАМ – авиационная стартерная аэродромная моноблочная; СЦС – серебряно-цинковая самолетная);

в) цифры после букв – емкость в ампер-часах при разряде на основном длительном режиме полета ЛА.

Основными типами бортовых свинцово-кислотных и серебряно-цинковых АКБ являются [9]: 12А-5, 12А-10, 12А-30, 12САМ-28, 12САМ-55, 12АСАМ-23, 15СЦС-45.

Бортовые АКБ работоспособны при внешней температуре от $+50^{\circ}\text{C}$ до -50°C в нерабочем состоянии и от $+40^{\circ}\text{C}$ до -5°C в рабочем состоянии при вибрациях в $2,5g$, частотой 50 Гц и ударных нагрузках до $4g$ [49].

На борту ЛА батареи размещаются в специальных контейнерах, которые уменьшают теплоотдачу, предохраняют АКБ от механических повреждений и проникновения масла, воды и других веществ. Контейнеры выполняются из дюралюминия с теплоизолирующим слоем в 15-20 мм, обеспечивающим температуру электролита не ниже -5°C . Отмечается,

что при полетах в условиях низких температур необходим подогрев АКБ [49].

Основными недостатками современных АКБ по данным работы [49] являются их низкая мощность, которая составляет порядка 3-5 кВт, небольшая электрическая емкость 3-40 А·ч, кратковременный периодический режим работы и значительная масса порядка 8-30 кг.

Рассмотрим методику формирования АКБ для выбранного выше ЭД силовой установки, рассматриваемого БВ.

Согласно работе [47], АКБ могут формироваться из аккумуляторов с напряжениями 2 В, 6 В, 12 В и выше.

На наш взгляд, наиболее приспособленными к применению в системах питания ЭСУ БВ являются тяговые аккумуляторы для электротранспорта [50]. В Табл. 4.4 для примера приведены характеристики таких аккумуляторов семейства МК.

Таблица 4.4.

Марка	Напряжение, В	Емкость, А·ч	Макс. ток, А	Габариты Д×Ш×В, см	Масса, кг
МК-31AGM	12	110	950	20,8×17,4×21,3	32,2
МК-24DC	12	85	540	28,6×17,1×24,8	21,3
МК-24DP	12	72	575	28,6×17,1×24,8	18,5
МК-27AGM	12	99	780	30,5×16,8×24,8	29,9
МК-27DP	12	85	675	32,4×17,1×24,8	22,0
МК-27DC	12	105	650	32,4×17,1×24,8	24,9
МК-31DC	12	130	650	35,5×17,1×24,8	29,9
МК-31GEL	12	102	—	32,9×17,1×24,5	31

Для получения требуемых параметров системы питания выбранного маршевого ЭД аккумуляторы в АКБ могут соединяться последовательно для повышения напряжения, параллельно для увеличения емкости и параллельно-

последовательно для одновременного увеличения того и другого [47].

Первые два вида соединений иллюстрирует Рис. 4.5 на примере аккумуляторов с параметрами 12 В и 130 А·ч.

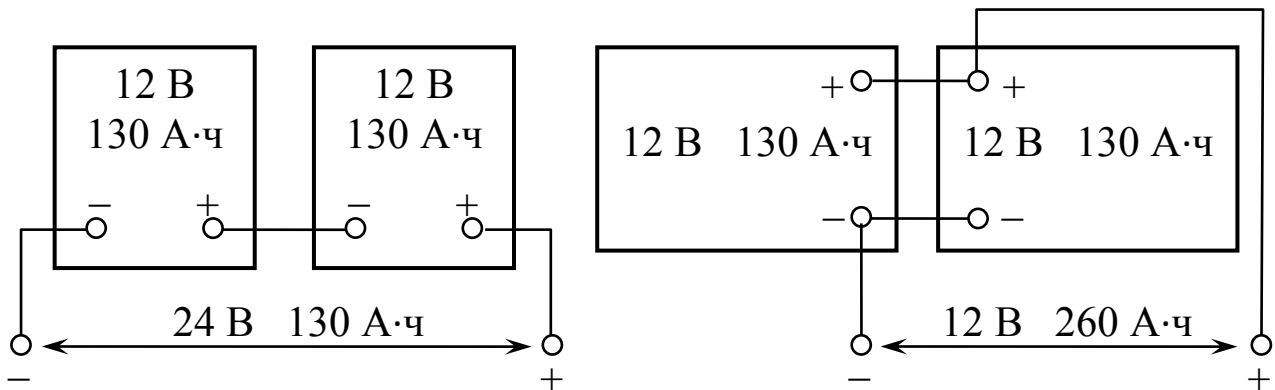


Рис. 4.5

В этой же работе приведены оценки стоимости 1 кг различных видов современных аккумуляторов, которые составляют порядка 254-283 руб.

Рассмотрим методику формирования аккумуляторной системы питания ЭСУ при предварительном проектировании БВ. Отметим, что в доступной литературе отсутствуют четкие методы синтеза таких систем электропитания для беспилотной авиационной техники.

При отсутствии полных паспортных данных на выбранный ЭД его номинальный рабочий ток в амперах (А) вычисляется по известной формуле:

$$J_{\text{эд}} = \frac{1000N_{\text{ном}}}{U_{\text{эд}}}. \quad (4.3.1)$$

Пусть в ТЗ на разрабатываемый БВ указано максимальное полетное время $t_{\text{пол}}$ (ч) от его старта до посадки. Тогда требуемая электрическая емкость АКБ системы питания ЭСУ БВ в А·ч будет равна:

$$Q_{\text{тр}} = J_{\text{эд}} t_{\text{пол}}. \quad (4.3.2)$$

Условие формирования требуемого значения напряжения $U_{\text{АКБ}}$, формируемого АКБ, записывается как:

$$nU_{\text{А}} \geq U_{\text{эд}}, \quad (4.3.3)$$

где n – число последовательно соединенных аккумуляторов с паспортным напряжением $U_{\text{А}}$.

Из этого выражения получаем расчетную формулу для определения числа n вида:

$$n = \left[\left(\frac{U_{\text{эд}}}{U_{\text{А}}} \right) \right], \quad (4.3.4)$$

где $[(\cdot)]$ – операция получения целого значения с округлением числа (\cdot) в большую сторону.

Для получения значения требуемой емкости АКБ, вычисленной по формуле (4.3.2), будем использовать S параллельно соединенных секций из n аккумуляторов. Количество таких секций должно удовлетворять условию:

$$SQ_{\text{А}} \geq Q_{\text{тр}}, \quad (4.3.5)$$

где $Q_{\text{А}}$ – емкость применяемого аккумулятора (А·ч).

Отсюда имеем, что:

$$S = \left[\left(\frac{Q_{\text{тр}}}{Q_{\text{А}}} \right) \right]. \quad (4.3.6)$$

Отметим, что в выражениях (4.3.3) и (4.3.5) не учитывалось как пренебрежимо малое суммарное сопротивление соединительных перемычек в АКБ.

Общее число применяемых в батарее аккумуляторов будет равно:

$$n_{\text{АКБ}} = nS. \quad (4.3.7)$$

При этом масса АКБ составит величину:

$$m_{\text{АКБ}} = n_{\text{АКБ}} m_{\text{А}} = m_{\text{А}} nS, \quad (4.3.8)$$

где m_A – масса одного аккумулятора (кг).

Оценка стоимости сформированной АКБ вычисляется как:

$$C_{\text{АКБ}} = c_A m_{\text{АКБ}}, \quad (4.3.9)$$

где c_A – оценка стоимости 1 кг применяемого аккумулятора.

С учетом значений n и S , полученных из выражений (4.3.4) и (4.3.6), фактические значения напряжения и электрической емкости системы питания маршевого двигателя БВ будут равны:

$$U_{\text{эд,ф}} = nU_A; \quad Q_{\text{эд,ф}} = SQ_A. \quad (4.3.10)$$

Изменение емкости от температуры $\tau^\circ\text{C}$ окружающей среды предлагается описывать формулой вида [50]:

$$Q(\tau) = Q_{\text{эд,ф}}(1 + \alpha_\tau(\tau - 25)), \quad (4.3.11)$$

где α_τ – эмпирический температурный коэффициент.

Энергоемкость АКБ в кВт·ч вычисляется по формуле:

$$E_{\text{АКБ}} = \frac{n_{\text{АКБ}} Q_A U_A}{1000}, \quad (4.3.12)$$

В работе [50] приводится следующая рекомендация по выбору аккумуляторов для АКБ:

«Для получения высоких значений удельной энергоемкости АКБ в Вт·ч/кг необходимо использовать в ее составе однотипные аккумуляторы большой емкости по току. При этом получаемая энергоемкость будет значительно выше (до 30%), чем при использовании однотипных аккумуляторов с небольшими значениями электрической емкости».

При этом из формул (4.3.6), (4.3.8) и (4.3.9) вытекает уменьшение значений массы и стоимости АКБ.

Рассмотрим пример, иллюстрирующий предлагаемую методику формирования АКБ ЭСУ БВ.

Пример 4.3.

Сформируем систему питания оптимального маршевого ЭД НРМ-10кВт, выбранного в Примере 4.2.

Согласно Табл. 4.1 этот двигатель имеет номинальную мощность $N_{\text{ном}} = 10$ кВт и ряд напряжений питания $U_{\text{эд}} = 48/76/96/120$ В. Для сокращения числа аккумуляторов системы выберем в качестве питающего ЭД напряжение $U_{\text{эд}} = 48$ В.

Номинальное значение тока двигателя будет равно:

$$J_{\text{эд}} = \frac{1000N_{\text{ном}}}{U_{\text{эд}}} = \frac{1000 \cdot 10}{48} = 208,3 \text{ А.}$$

Будем считать, что в ТЗ на БВ указано максимальное время выполнения полетных заданий, равное $t_{\text{п}} = 1$ ч. Тогда требуемая электрическая емкость АКБ системы питания ЭСУ БВ для выполнения каждого из заданий определяется как:

$$Q_{\text{тр}} = J_{\text{эд}} t_{\text{п}} = 208,3 \cdot 1 = 208,3 \text{ А}\cdot\text{ч.}$$

Определим количество аккумуляторов с характеристиками $U_{\text{А}}$ и $Q_{\text{А}}$, требующихся для системы питания ЭД.

Для формирования АКБ выберем из Табл. 4.4 тяговый аккумулятор МК-27DC с параметрами:

$$U_{\text{А}} = 12 \text{ В}; \quad Q_{\text{А}} = 105 \text{ А}\cdot\text{ч}; \quad J_{\text{max}} = 650 \text{ А}; \quad m = 24,9 \text{ кг.}$$

$$\text{Объем (Д}\times\text{Ш}\times\text{В)}: 32,4 \times 17,1 \times 24,8 \text{ см}^3 = 0,0137 \text{ м}^3.$$

Число последовательно соединенных аккумуляторов, обеспечивающих получение напряжения не меньшего, чем $U_{\text{эд}}$, вычислим по формуле вида (4.3.4):

$$n = \left[\frac{U_{\text{эд}}}{U_{\text{А}}} \right] = \left[\frac{48}{12} \right] = 4 \text{ ед.}$$

Для получения емкости $Q_{\text{тр}}$ необходимо объединить их параллельным образом в батарею с количеством секций, равным (см. формулу (4.3.6)):

$$S = \left[\frac{Q_{\text{тр}}}{Q_A} \right] = \left[\frac{208,3}{105} \right] = [1,984] = 2.$$

Таким образом, система питания АКБ рассматриваемой ЭСУ БВ будет состоять из двух секций (Рис. 4.6,*а*) по 4 аккумулятора каждый (Рис. 4.6,*б*).

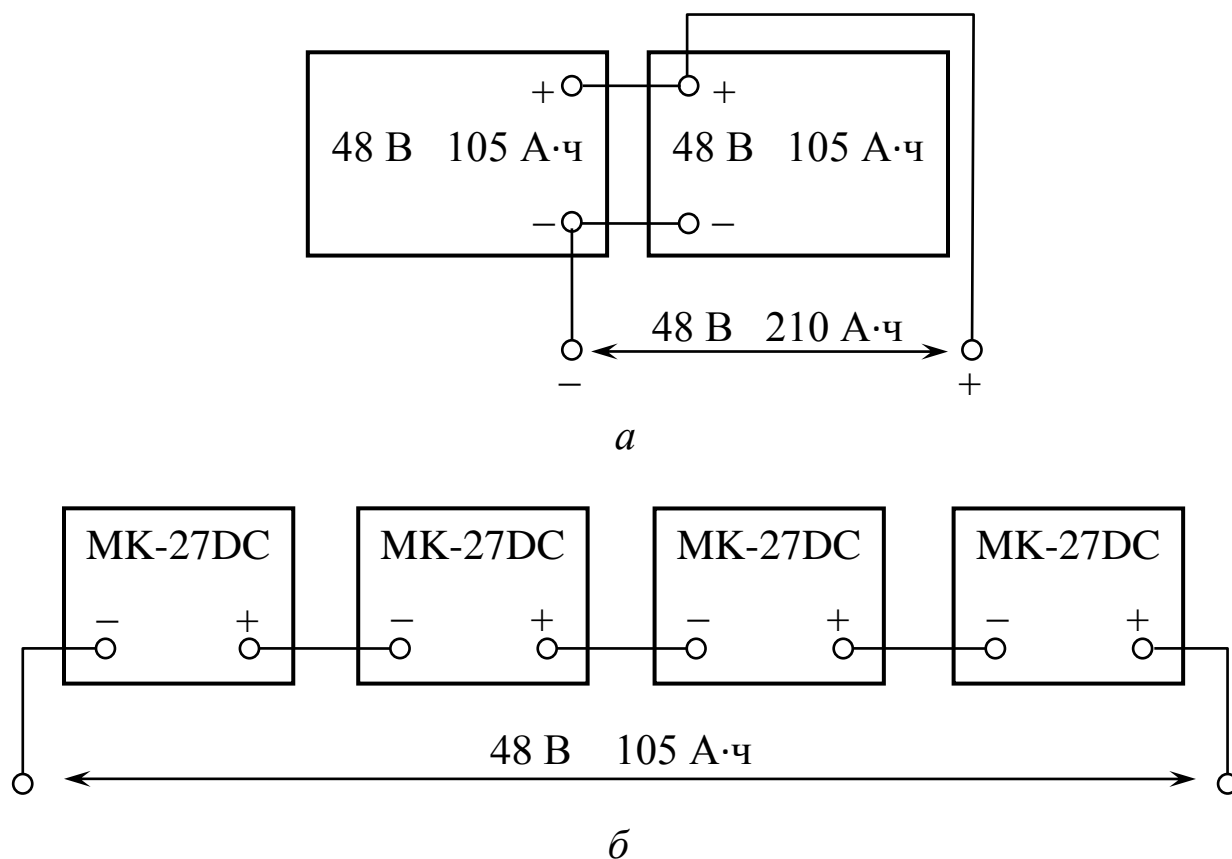


Рис. 4.6

Исходя из приведенной на Рис. 4.6 структуры, получаем, что АКБ будет состоять из $n_{\text{АКБ}} = 4 \cdot 2 = 8$ аккумуляторов МК-27DC. Энергоемкость полученной АКБ будет равна:

$$E_{\text{АКБ}} = \frac{8 \cdot 105 \cdot 12}{1000} = 10,08 \text{ кВт}\cdot\text{ч}.$$

Определим значения массы и оценки стоимости системы питания ЭСУ БВ:

$$m_{\text{АКБ}} = 24,9 \cdot 8 = 199,2 \text{ кг};$$

$$C_{\text{АКБ}} = (254 \dots 283) \cdot 199,2 = (50596,8 \dots 56373,6) \text{ руб.}$$

Если считать, что ЭСУ будет занимать порядка (25-40)% взлетной массы вертолета [1, 20], то для суммарной массы АКБ и ЭД порядка 200 кг взлетная масса БВ составит величину $m_0 = 500-750$ кг.

Из приведенных выше данных и результатов расчетов вытекают основные недостатки существующих аккумуляторов, состоящие в их значительной массе и относительно малых значениях электрической емкости [47]. Особенно это касается авиационных аккумуляторных батарей [49]. Поэтому прогресс в применении аккумуляторных систем питания ЭСУ беспилотной авиационной техники должен быть связан с быстрой ликвидацией указанных недостатков.

Основные вопросы эксплуатации аккумуляторных систем питания самолетов и вертолетов, которые могут быть использованы при эксплуатации ЭСУ БВ, изложены в работе [9].

Отметим, что применение аккумуляторов для питания маршевых ЭД подразумевает необходимость включения машин зарядки АКБ систем питания ЭСУ в состав технических средств обслуживания БВ беспилотных вертолетных комплексов (БВК) [1].

4.4. Перспективные системы питания электрических силовых установок на базе топливных элементов

Альтернативным подходом к формированию систем питания ЭСУ БВ является применение в качестве источников электрического тока топливных элементов (ТЭ), назначение и свойства которых были кратко рассмотрены в Разд. 1.4 и работах [50, 69].

Согласно работе [20] удельные массы современных аккумуляторов и топливных элементов с вспомогательным обо-

дованием составляют соответственно 9 кг/кВт и 4,25 кг/кВт. Отсюда следует, что применение ТЭ в системах питания ЭСУ БВ позволит более чем в 2 раза сократить массу систем для применяемых ЭД одинаковой мощности.

Рассмотрим современное состояние применения ТЭ в силовых установках автомобильной и авиационной техники.

В ГОСТ [51] приведены терминология и типовые схемы стационарных, переносных и портативных энергоустановок (ЭУ), использующих технологии на базе ТЭ. Кроме этого рассматриваются установки на базе микро-ТЭ и структура системы питания автомобильного транспортного средства.

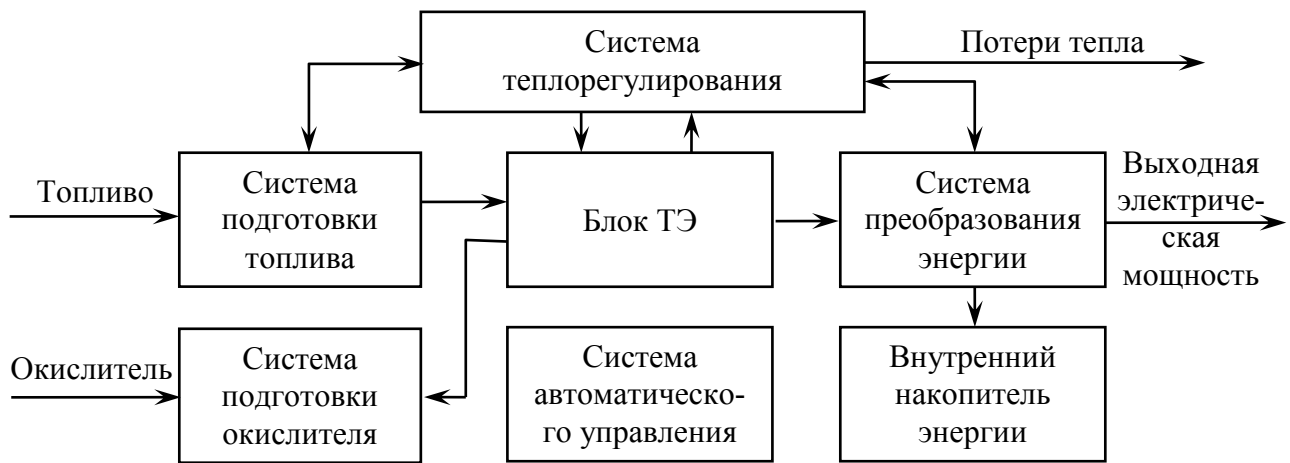
Типовые схемы портативной ЭУ, ЭУ на микро-ТЭ и системы питания транспортного средства представлены на Рис. 4.7.

Здесь Рис. 4.7,*а* описывает структуру портативной ЭУ на ТЭ, Рис. 4.7,*б* – систему на микро-ТЭ, а Рис. 4.7,*в* – структуру системы питания транспортного средства.

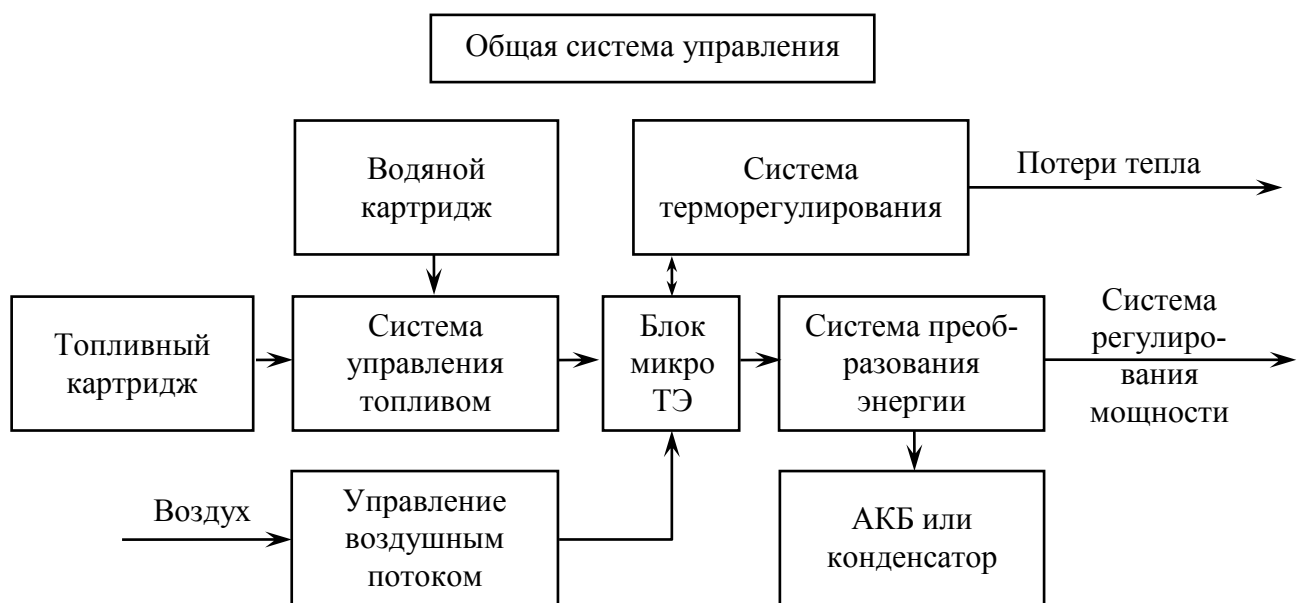
Назначение и состав приведенных на этом рисунке элементов ЭУ на базе ТЭ описан в отмеченной выше работе [51].

Одной из первых работ, посвященной применению ТЭ в силовых установках беспилотной авиационной техники явилась статья [52]. В ней рассматривается история, развитие исследований и применение ТЭ в различных областях за рубежом и в нашей стране. Отмечается, что главной проблемой, препятствующей широкому внедрению ТЭ, является высокая себестоимость производства ТЭ, связанная с применением редких и драгоценных металлов.

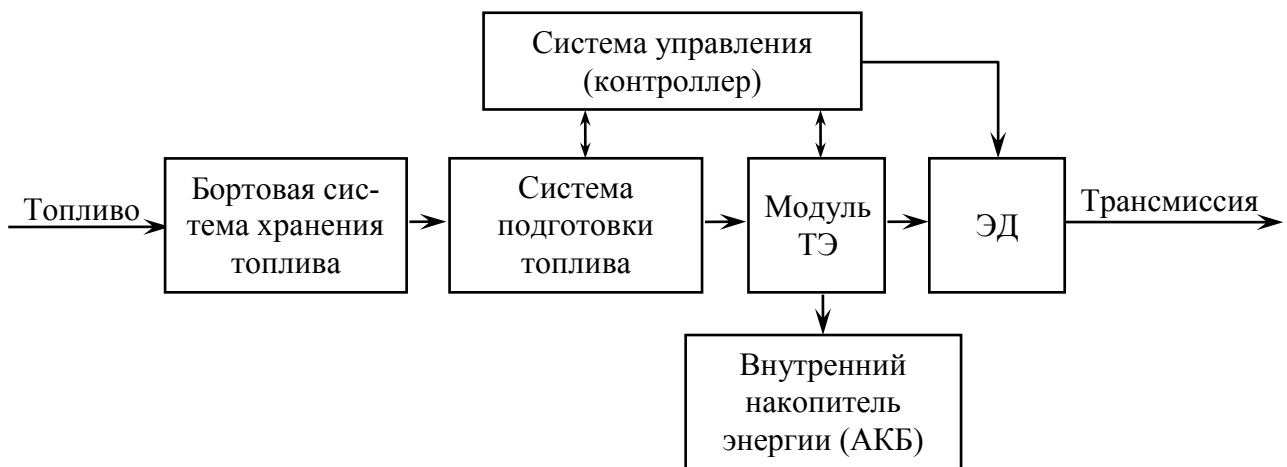
Основные работы в этой области связаны с повышением эффективности имеющихся ТЭ и снижением стоимости их изготовления путем замены платиновых материалов новыми композитными материалами. При этом удельные цены на ТЭ постоянно снижаются и достигают следующих уровней: в США – до 2500 дол/кВт, в РФ – 800-1000 дол/кВт.



а



б



в

Рис. 4.7

В области применения ТЭ на транспорте особых успехов за последние 10-15 лет достигло зарубежное автомобилестроение [50]. Эти элементы как источники питания начали использовать при серийном производстве современных электромобилей. Примером такого электромобиля является Toyota Mirai, которая продается в США, Европе и Японии.

В нашей стране относительно недавно начаты теоретические и экспериментальные работы по применению ТЭ на отечественных электромобилях. Первое описание таких элементов приведено в монографии [50].

В работе [53] отмечается, что основными препятствиями широкого использования электропривода в транспортных системах является несовершенство источников электроэнергии и нерешенность многих вопросов систем электронного управления их применения.

Проведенные исследования показали, что электромобили с системой питания ЭД от существующих типов АКБ имеют повышенную в 1,5 раза массу по сравнению с системами питания силовых установок автомобилей на базе ТЭ, что снижает их грузоподъемность и эффективность применения электропривода.

Этот результат необходимо учитывать при современных разработках «электрических» БВ. Для исключения указанного недостатка авторы этой работы предлагают использовать на перспективных транспортных средствах ЭД с автономными источниками питания на базе топливных химических элементов, осуществляющих непосредственное преобразование химической энергии топлива и окислителя в электрическую энергию.

В указанном докладе достаточно подробно рассматриваются электрохимические процессы, протекающие в водородно-кислородном ТЭ. Отмечается, что к наиболее распространенным относятся ТЭ со щелочным наполнителем, работающие на чистом водороде и кислороде с рабочей температурой 80-95°C.

На Рис. 4.8 приведена принципиальная схема кислородно-водородного ТЭ [69]. При работе ТЭ в результате реакции выделяется вода, которая может быть использована для жидкостного охлаждения ЭД и других целей.

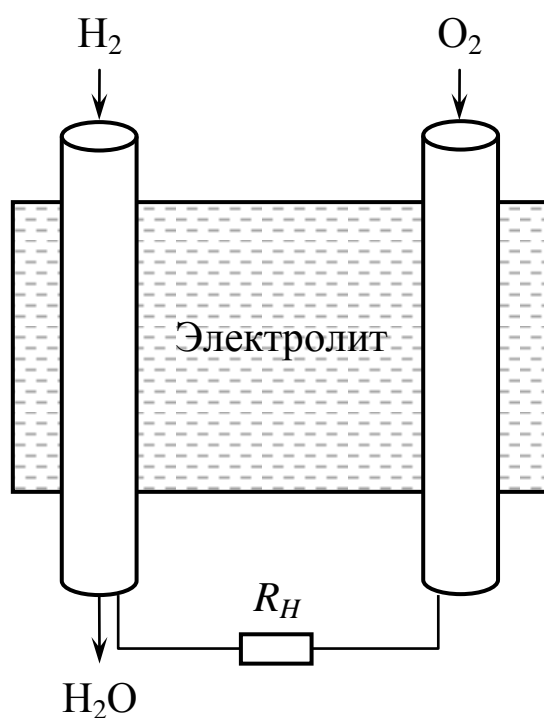


Рис. 4.8

Водородный и кислородный электроды изготавливают из никеля, в качестве катализатора применяют соответственно никель Ренея и серебро [69]. Электроды выполняют двухслойными, причем слой, прилегающий к газу, должен быть крупнопористым, а слой, прилегающий к электролиту, — мелкопористым. Такие элементы допускают плотность тока 100-200 мА/см² и работают на протяжении тысячи часов.

Наибольшее распространение получили ТЭ с ионообменными электролитами. Эти ТЭ представляют собой мембраны из токообменных смол, по обе стороны которых нанесены электроды в виде платинированной металлической сетки. Плотность тока на таких электродах достигает 200 мА/см^2 при напряжении $0,6 \text{ В}$, срок службы $1000-2000 \text{ ч}$.

Среднетемпературные ТЭ (кислородно-водородные) работают при температурах $250-300^\circ\text{С}$ и давлении в камерах порядка $5 \cdot 10^6 \text{ Па}$. В качестве электролита служит 85%-ный раствор щелочи, никелевые электроды имеют плотность тока до 500 мА/см^2 и напряжение на элементе до $1,1 \text{ В}$.

Высокотемпературные ТЭ (кислородно-метановые, кислородно-водородные, кислородно-бензиновые и кислородно-оксидно-углеродистые) работают при температурах $600-700^\circ\text{С}$ и допускают плотность тока до 100 мА/см^2 при напряжении $0,8 \text{ В}$. В качестве электродов используется пористый никель на топливном электроде и пористое серебро с добавкой оксида цинка на кислородном электроде. КПД таких ТЭ достигает $50-60\%$ (теоретически 98%).

К недостаткам ТЭ можно отнести применение взрывоопасных смесей, а также большие габариты установки для хранения топлива и окислителя [69].

В последнее время большое распространение получают ТЭ с рабочей температурой $80-95^\circ\text{С}$, где в качестве наполнителя используются твердые полимерные мембраны ионообразного обмена. Такие ТЭ успешно работают при низких внешних температурах и давлении. Разновидность таких элементов является прямой метаноловый ТЭ, в котором топливо не разлагается с выделение водорода, а непосредственно участвует в выработке электроэнергии.

К основным характеристикам ТЭ относятся напряжение, мощность и срок службы. Отмечается, что напряжение большинства ТЭ находится в интервале 0,8-0,9 В.

В заключение доклада [53] делается вывод о том, что объединяя большое число ТЭ, можно получить достаточно мощную силовую установку любого транспортного средства.

Работа [54] посвящена выбору систем питания с ТЭ для экспериментального электромобиля. В ней отмечается, что ТЭ обеспечивают большие значения электроэнергии на единицу удельного объема, чем традиционные аккумуляторы, но проблемой их широкого внедрения на транспорте является недостаточное развитие технологий и трудность в определении оптимальной конфигурации ТЭ для применения в электромобилях. Для выбора типа ТЭ электромобиля приводится их следующая классификация:

1. ТЭ с ионообменной мембраной (твердополимерные ТЭ).
2. ТЭ на основе ортофосфорной (фосфорной) кислоты.
3. ТЭ на базе расплавленного карбоната.
4. Твердотельные оксидные ТЭ.
5. Щелочные ТЭ.
6. ТЭ с прямым окислением метанола.

При выборе ТЭ для транспортного средства необходимо учитывать следующие основные требования:

- обеспечение требуемой мощности;
- небольшие масса и габариты элемента;
- работа ТЭ при низких температурах реакции.

Исходя из них, в этой работе был выбран твердополимерный ТЭ (ТПТЭ) с выходным напряжением 0,7 В и рабочей температурой около 80°C. Такие ТЭ имеют номинальную мощность 1-100 кВт, но предъявляют высокие требования к

качеству применяемого топлива из-за опасности вывода из строя ионообменной мембраны.

Силовая установка (СУ) рассматриваемого электромобиля включает в себя ТЭ, ЭД, аккумулятор и электронный блок управления. Параметрами предлагаемой СУ являются:

1. Электродвигатель (мощность 700 Вт, напряжение питания 18 В),
2. Батарея ТЭ (мощность 460 Вт напряжение 18 В, масса 2,5 кг),
3. Аккумуляторная батарея (напряжение 12 В, емкость 8 А·ч).

В указанной работе проведено моделирование работы СУ, которое показало, что в момент начала движения автомобиля мощности, вырабатываемой батареей ТЭ, недостаточно. Для повышения требуемой мощности СУ используется аккумулятор. К четвертой секунде его мощность и мощность блока ТЭ выравниваются, и аккумулятор работает еще в течение 7 с., обеспечивая достижение начальной скорости 8,5 м/с.

Далее работает только батарея ТЭ. При этом расход водорода батареи ТЭ составляет 9,054 мг/с. Следует отметить, что в этой статье приведена значительная библиография работ по ТЭ.

Применение ТЭ в авиации активно началось за рубежом в начале 2000-х годов [55]. В этой работе указывается, что в течение 2008-2015 в США, Германии и Италии были построены и испытаны в полете 3 легких пилотируемых самолетов – демонстраторов с электрическими маршевыми двигателями и системами питания на базе водородных ТЭ.

Отечественные работы по применению ТЭ в авиационных силовых установках (СУ) были начаты в ЦИАМ в 2008-2011 г.г. [55]. В результате их выполнения были сформулированы кон-

цепция и облик маршевой СУ для БЛА, обеспечивающей повышение в 3-4 раза дальности и продолжительности их полета; выявлены критические для отечественной промышленности узлы такой СУ (батарея ТЭ, бак для хранения топлива (водорода)) и сформулированы требования к ним; проанализированы возможности отечественных разработчиков из состава институтов РАН и предприятий РФ. В частности, был разработан оригинальный ТЭ весом 800 г и вырабатываемой мощности 1 кВт, который превосходит по многим параметрам зарубежные аналоги [56]. Силовая установка с его использованием включает в себя: основной источник электроэнергии (батарея ТЭ); АКБ, которая выступает в качестве буфера и гасит пиковые нагрузки; водородные топливные баки из композитного материала; регулятор расхода водорода (редуктор); два вентилятора для питания ТЭ кислородом воздуха и охлаждения системы; одноплатная система управления; маршевый электродвигатель.

Заметим, что предложенная система питания ЭД практически аналогична автомобильной системе, использованной в работе [54].

В предлагаемой ЦИАМ экспериментальной силовой установке импортными являются редуктор, литий-полимерная АКБ, вентиляторы и элементная база системы управления. Отличительными чертами СУ являются возможность работы разработанного ТЭ при отрицательных температурах и применения «грязного» водорода.

Первый фактор был реализован путем модификации мембран ТЭ так, чтобы вода, образующаяся в нем при взаимодействии водорода и кислорода, не замерзала до -60°C . При этом проводимость элемента падает, но не ниже критического

уровня. В связи с тем, что ТЭ нагревается во время работы, через 5-10 мин она достигает номинального уровня. Таким образом, при полетах БЛА с отрицательными значениями температуры окружающего воздуха необходим «прогрев» его СУ в течение этого времени.

Для отработки концепции применения ТЭ в СУ БЛА в ЦИАМ были созданы БЛА-демонстраторы самолетного типа «ЦИАМ-80», «ЦИАМ-82» и «ЦИАМ-Рекорд».

Первые из этих БЛА с тянущим воздушным винтом $\varnothing 500$ мм оснащались ТЭ Аерорак-2 (Сингапур) мощностью 250 Вт. В качестве топлива использовался газообразный водород, который под давлением в 300 атм. хранился в 2-х баках объемом 7 л каждый. Взлетная масса этих БЛА составляла 13-15 кг. Максимальная высота полета – 3000 м. Максимальная и крейсерская скорости полета разработанных БЛА соответственно равны 126 км/ч и 100 км/ч. Предполагаемое время полета этих БЛА составляет 30-36 часов.

На Рис. 4.9 приведен один из образцов этих БЛА и элементы его силовой установки, где *а* – внешний вид БЛА; *б* – маршевый электродвигатель; *в* – твердополимерная топливная батарея [25].

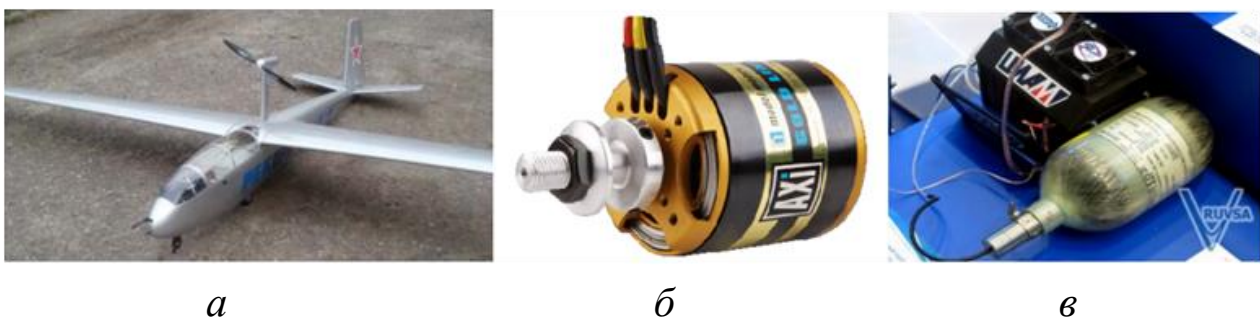


Рис. 4.9

В работе [56] отмечается, что при первом полете БЛА «ЦИАМ-80» была отрицательная температура, и сингапурские батареи ТЭ предварительно согревались под одеждой

испытателей. В «ЦИАМ-Рекорд» были использованы рассмотренные выше ТЭ собственной разработки.

Первой работой, в которой рассматривались вопросы применения СУ на базе ТЭ для легких вертолетов, является статья [55]. В этой работе сотрудников ЦИАМ проводится оценка текущего состояния уровня технологий для электрификации авиационной техники и определение требований к СУ на основе ТЭ, позволяющих заменить в составе СУ авиационный поршневого двигателя (ПД) на ЭД. Обосновывается применение широко распространенных в автомобильной отрасли перспективных твердополимерных ТЭ (ТПТЭ), которые к настоящему времени способны обеспечить достаточно высокие значения удельной мощности порядка 0,5-2,0 кВт/кг, а в перспективе – до 4 кВт/кг.

В системе питания СУ с использованием ТПТЭ предлагается использовать следующие компоненты:

- низкотемпературный водородно-воздушный ТЭ;
- топливный бак для водорода;
- система увлажнения и подогрева подаваемого в батарею водорода;
- система охлаждения;
- система управления.

Такие системы питания имеют следующие преимущества:

- быстрый старт (до 2 мин);
- «холодный» запуск в интервале температур (0; +50)°С;
- диапазон рабочих температур –20...+50°С;
- электрический КПД до 60%;
- блочно-модульное построение, позволяющее достаточно просто масштабировать требуемые значения мощности и энергоемкости;

- высокая надежность, определяемая отсутствием большого числа подвижных деталей и разрядки источников электроэнергии в режиме ожидания полетов.

Исследование эффективности замены СУ с ПД Lycoming 0-360-J2A на ЭСУ с ТПТЭ проводились для перспективного легкого вертолета одновинтовой схемы с взлетной массой $m_0 = 620$ кг, потребной мощностью двигателя $N_e = 126$ л.с. и максимальной скоростью полета 190 км/ч. При этом рассматривались два варианта СУ с ПД – традиционный и с дополнительными баками с массой бензина 30 кг.

В состав предлагаемой ЭСУ вертолета на базе ТПТЭ входят:

- батарея ТПТЭ с периферийными устройствами;
- топливные баки (баллоны высокого давления (350 атм.) с чистым водородом);
- компрессор;
- АКБ;
- электродвигатели привода компрессора, несущего и рулевого винтов с редукторами и блоками управления.

Периферийные устройства включают в себя устройства жидкого охлаждения батареи ТПТЭ, устройства подготовки воздуха (блоки подогрева и увлажнения), инверторы - преобразователи тока и системы контроля и управления.

Параметры АКБ выбирались из условий ее работы с заданной мощностью в течение 10 мин.

Батарея ТПТЭ рассчитывалась на максимальную мощность в 81 кВт (~110 л.с.) и выходное напряжение 250 В. Эта мощность должна обеспечить установившийся полет вертолета с крейсерской скоростью 177 км/ч и располагаемой мощ-

ностью 93 л.с. при полете по заданному профилю, а также подзарядку АКБ в полете.

Компрессор с электроприводом служит для подачи воздуха в ТПТЭ под избыточным давлением.

В этой работе рассматривались 2 варианта типа ТПТЭ (В1 и В2) с различными вольтамперными характеристиками (ВАХ) ячеек батареи и значениями подаваемого давления.

Было установлено, что мощность ТПТЭ увеличивается с возрастанием давления подаваемого воздуха и водорода.

В результате проведенных расчетов для вариантов В1 и В2 выяснено, что использование наддува батареи ТПТЭ воздухом до высот 2500 м крейсерского полета вертолета нецелесообразно из-за существенного возрастания массы ЭСУ.

Применение второго варианта типа ячеек ТПТЭ является более эффективным, что следует из данных Табл. 4.5.

Таблица 4.5

Обозначение	Характеристики ЭСУ	Варианты	
		В1	В2
$N_{\text{бат}}$	Мощность батареи ТПТЭ, кВт	80,9	80,9
$U_{\text{я}}$	Напряжение в ячейке, В	0,578	0,664
$i_{\text{я}}$	Плотность тока в ячейке, А/см ²	0,447	0,828
$S_{\text{я}}$	Площадь ячеек, см ²	724,1	391,0
$m_{\text{бат}}$	Масса батареи ТПТЭ, кг	82,9	39,1
$m_{\text{пер}}$	Масса периферийных устройств, кг	32	32
$p_{\text{вод}}$	Расчетное давление водорода, атм.	350	350
$m_{\text{вод}}$	Масса водорода, кг	7,95	11,1
$m_{\text{бал}}$	Масса баллона, кг	101,1	141,8
$m_{\text{эп}}$	Масса электроприводов несущего и рулевого винтов, кг	58	58
L	Дальность полета, км	256,4	412,1
$t_{\text{пол}}$	Продолжительность полета, ч	1,45	2,33
$r_{\text{вод}}$	Средний расход топлива (водорода) за полет, кг/ч	5,2	4,6

Приведенные в работе [55] данные дают общее представление о характеристиках ЭСУ БВ по аналогии с системой для легких пилотируемых вертолетов.

Заметим также, что декларируемые в работах по применению ТЭ в беспилотной технике резкое увеличение дальности и продолжительности полетов, на наш взгляд, не является актуальным для БВ тактического и оперативно-тактического назначения. Большая продолжительность нахождения в воздухе нужна только для БВ-ретрансляторов и БВ-разведки и мониторинга [1].

Проведем ряд дополнительных расчетов с использованием данных Табл. 4.5.

Пример 4.4.

Общая масса ЭСУ рассматриваемого вертолета будет равна:

$$\begin{aligned} m_{\text{эсу}} &= m_{\text{бат}} + m_{\text{пер}} + m_{\text{вод}} + m_{\text{бал}} + m_{\text{эл}} = \\ &= 39,1 + 32,0 + 11,1 + 148,1 + 58 = 288,3 \text{ кг.} \end{aligned}$$

Тогда относительная масса этой силовой установки при взлетной массе вертолета $m_0 = 620$ кг будет иметь значение:

$$\mu_{\text{эсу}} = \frac{m_{\text{эсу}}}{m_0} = \frac{288,3}{620} = 0,465.$$

Отсюда следует, что масса ЭСУ составляет почти половину взлетной массы вертолета. Это происходит из-за значительной величины массы баллонов для хранения водорода, которая составляет 51,3% массы ЭСУ.

На наш взгляд, сокращение этой массы возможно путем применения соответствующих композитных материалов [1, 56].

Вычислим удельные массы элементов ЭСУ при потребной мощности N_e вертолета, равной 68 кВт:

$$\begin{aligned}
\bar{m}_{\text{бат}} &= \frac{m_{\text{бат}}}{N_e} = \frac{39,1}{68} = 0,575 \text{ кг/кВт}; \\
\bar{m}_{\text{пер}} &= \frac{m_{\text{пер}}}{N_e} = \frac{32}{68} = 0,474 \text{ кг/кВт}; \\
\bar{m}_{\text{вод}} &= \frac{m_{\text{вод}}}{N_e} = \frac{11,1}{68} = 0,163 \text{ кг/кВт}; \\
\bar{m}_{\text{бал}} &= \frac{m_{\text{бал}}}{N_e} = \frac{148,1}{68} = 2,176 \text{ кг/кВт}; \\
\bar{m}_{\text{эп}} &= \frac{m_{\text{эп}}}{N_e} = \frac{58}{68} = 0,853 \text{ кг/кВт}.
\end{aligned} \tag{4.4.1}$$

Будем считать, что на БВ установлен маршевый ЭД с мощностью $N_e = 80$ кВт. Тогда массы элементов ЭСУ вертолета с использованием общей формулы вида:

$$m_i = N_e \bar{m}_i, \quad i \in \{\text{бат, пер, вод, бал, эп}\} \tag{4.4.2}$$

и значений (4.4.1) будут равны:

$$\begin{aligned}
m_{\text{бат}} &= 46 \text{ кг}; \quad m_{\text{пер}} = 37,7 \text{ кг}; \quad m_{\text{вод}} = 13,06 \text{ кг}; \\
m_{\text{бал}} &= 174 \text{ кг}; \quad m_{\text{эп}} = 68 \text{ кг}; \quad m_{\text{эсу}} = 339,04 \text{ кг}.
\end{aligned}$$

Приведем укрупненную методику синтеза ЭСУ на базе ТПТЭ.

Введем следующие обозначения: N_e – мощность ЭД (кВт); $U_{\text{эд}}$ – напряжение питания ЭД (В); $i_{\text{я}}$ – плотность тока в ячейке ТПТЭ (А/см²); $S_{\text{я}}$ – плотность ячеек (см²); $U_{\text{я}}$ – напряжение в ячейке (В).

Будем считать, что батарея ТПТЭ должна выдавать следующие электрические параметры:

$$U_{\text{бат}} = U_{\text{эд}}; \quad J_{\text{бат}} = \frac{1000N_e}{U_{\text{бат}}}. \tag{4.4.3}$$

Тогда число последовательно соединенных ячеек ТПТЭ определяется как:

$$n = \left[\left(\frac{U_{\text{бат}}}{U_{\text{я}}} \right) \right]. \quad (4.4.4)$$

Для получения тока $J_{\text{бат}}$ эти ячейки параллельными соединениями объединяются в секции с числом, равным:

$$S = \left[\left(\frac{J_{\text{бат}}}{J_{\text{я}}} \right) \right], \quad (4.4.5)$$

где ток ячейки вычисляется по формуле:

$$J_{\text{я}} = i_{\text{я}} S_{\text{я}}. \quad (4.4.6)$$

Общее число ячеек в батарее будет равно:

$$N_{\text{бат}} = nS. \quad (4.4.7)$$

Удельное число ячеек на 1 кВт потребной мощности вычисляется из соотношения:

$$\eta = \left[\left(\frac{N_{\text{бат}}}{N_e} \right) \right] = \left[\left(\frac{nS}{N_e} \right) \right]. \quad (4.4.8)$$

Отметим, что в выражениях (4.4.4), (4.4.5) и (4.4.8) обозначение $[(\cdot)]$ соответствует операции выделения целой части числа (\cdot) с округлением в большую сторону.

Пример 4.5.

При $N_e = 68$ кВт; $U_{\text{эд}} = 250$ В по формуле (4.4.3) имеем, что:

$$U_{\text{бат}} = 250 \text{ В}; \quad J_{\text{бат}} = \frac{1000 \cdot 68}{250} = 272 \text{ А}.$$

Используя выражение (4.4.4) и значение $U_{\text{я}} = 0,664$ В, из Табл. 4.5 получим:

$$n = \left[\left(\frac{250}{0,664} \right) \right] = [376,5] = 377 \text{ яч.}$$

Определим предварительно по данным этой таблицы и формуле (4.4.6) значение тока ячейки ТПТЭ:

$$J_{\text{я}} = 0,828 \cdot 391 = 328,3 \text{ А.}$$

Тогда число секций в батарее, вычисляемое из соотношения (4.4.5), будет равно:

$$S = \left[\left(\frac{272}{328,3} \right) \right] = [0,84] = 1 \text{ секц.}$$

В связи с тем, что $J_{\text{я}} > J_{\text{бат}}$, все n ячеек составляют одну секцию батареи, т.е. согласно выражению (4.4.7) имеем, что:

$$N_{\text{бат}} = 377 \cdot 1 = 377 \text{ яч.}$$

Тогда удельное число ячеек на 1 кВт по формуле (4.4.8) определяется как:

$$\eta = \left[\left(\frac{377}{68} \right) \right] = [5,544] = 6 \text{ яч/кВт.}$$

Из данных Табл. 4.5 следует, что масса одной ячейки батареи ТПТЭ будет равна:

$$m_1 = \frac{m_{\text{бат}}}{N_{\text{бат}}} = \frac{39,1}{377} = 0,104 \text{ кг} = 104 \text{ г.}$$

Количество ячеек батареи ТПТЭ для мощности $N_e = 80$ кВт при рассмотренных выше ее электрических параметрах составит величину:

$$N_{\text{бат}} = \eta \cdot 80 = 480 \text{ яч.},$$

а ее масса будет равна:

$$m_{\text{бат}} = m_1 \cdot N_{\text{бат}} = 0,104 \cdot 480 = 49,782 \text{ кг.}$$

Основными недостатками применения водородных ТЭ на наш взгляд является значительный вес баллонов для бортового хранения водорода под высоким давлением и проблема снабжения полевых взлетно-посадочных площадок беспилотных вертолетных подразделений [1] достаточно чистым водородом. Отметим, что эта проблема может быть решена при разработке компактного оборудования для полевого произ-

водства и заправки БВ водородом, смонтированного на автошасси повышенной проходимости, которые заменят традиционные топливозаправщики БВ.

Другим путем применения ТЭ в ЭСУ БВ является использование при их эксплуатации таких традиционных видов авиационного топлива как бензин и керосин. Это позволяет использовать ТЭ для ЭСУ перспективных скоростных тяжелых БВ с потребной мощностью 150-300 кВт.

При разработке таких ЭСУ можно воспользоваться разрабатываемыми в настоящее время в ЦИАМ подходами к созданию вспомогательных силовых установок (ВСУ) на базе ТЭ [56-58], в которых в качестве топлива должен применяться авиационный керосин.

Как отмечается в работе [57], традиционные газотурбинные ВСУ [8, 10] предназначены для работы на малых и средних высотах (до 7000 м) и скоростях полета до 500 км/ч, но они имеют сложности при запуске при низких температурах, невысокий КПД (до 35%) и сравнительно малый ресурс (до 2000 ч).

В работах [57, 58] показано, что наиболее эффективной схемой ВСУ на ТЭ будет гибридная схема, приведенная на Рис. 4.10.

Рассмотрим краткое описание работы такой ЭСУ [57, 58].

В *реакторе-конверторе* авиационный керосин и вода из их бортовых запасов преобразуется в «синтез-газ», из которого в *сепараторе* выделяется чистый водород, необходимый для работы *батареи* ТЭ. В этой батарее, потребляющей до 90% вырабатываемого «синтез-газа», поддерживается температура 1223°К (950°С), которая понижается за счет обдува воздухом до 400°К (127°С). Остатки этого газа и водорода по-

ступают для их дожигания в *камеру сгорания*. Продукты сгорания, имеющие температуру 1300°K (1027°C), поступают в *газовую турбину*, на валу которого располагаются *компрессор* и *генератор* дополнительной *электроэнергии*. Вклад последнего составляет 18-23% бортовой потребности в этом виде энергии [57].

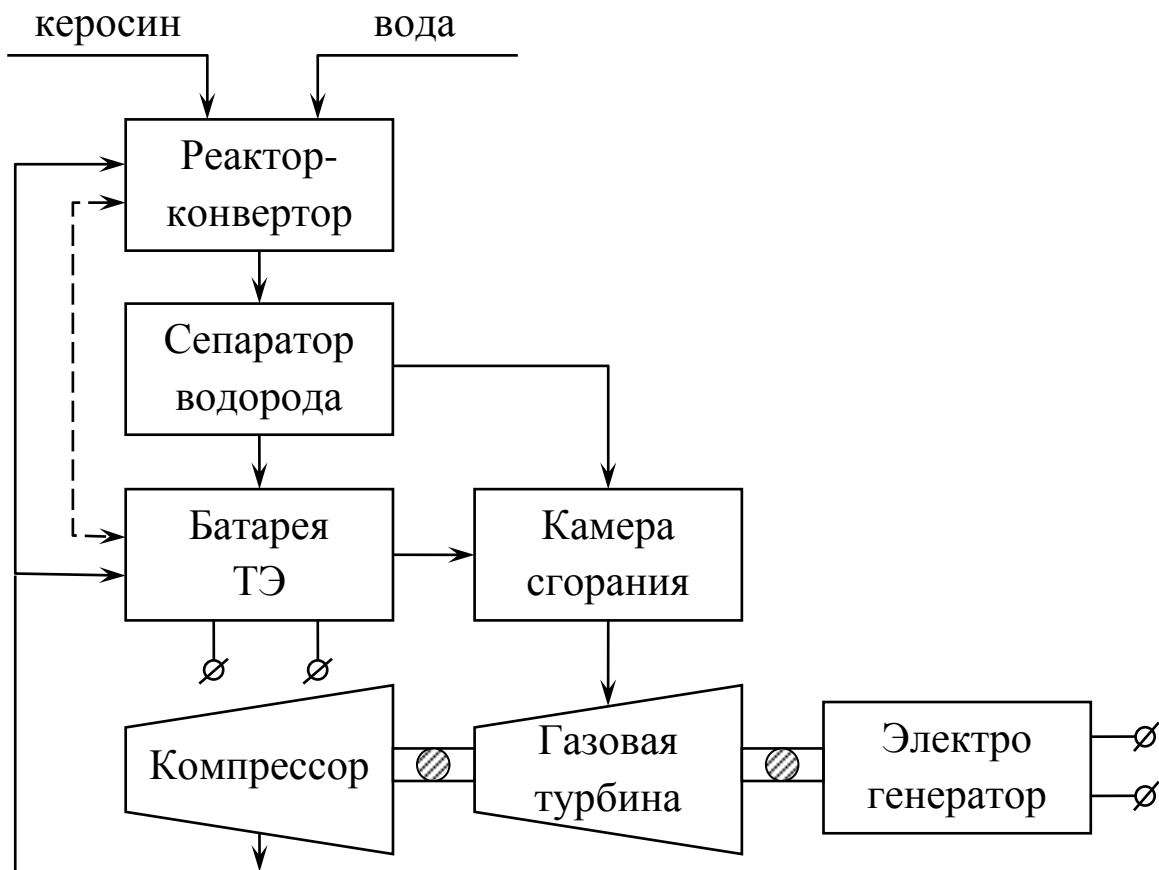


Рис. 4.10

Для сокращения массогабаритных характеристик и увеличения мощности батареи ГЭ предлагается использовать трубчатые тонкопленочные твердооксидные топливные микрэлементы [59]. Общий вид такого элемента приведен на Рис. 4.11 [57].

На этом рисунке использованы следующие обозначения:

1 – анодный токосъем; 2 – катод (10-50 мкм); 3 – электролит тонкопленочный (10-50 мкм); 4 – анод несущий (300-500 мкм); 5 – катодный токосъем; 6 – изолятор.

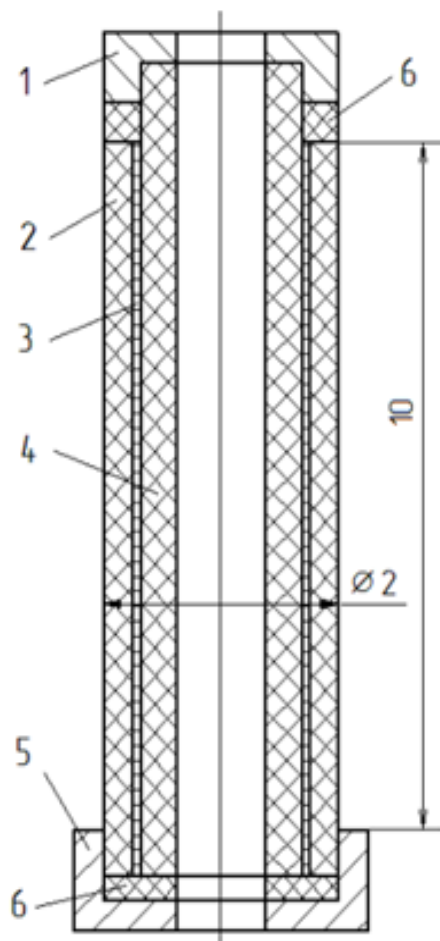


Рис. 4.11

Для оценки основных массогабаритных и энергетических показатели конструкции микро твердооксидного ТЭ (ТОТЭ), длина его активной части была принята равной 10 мм, внешний диаметр – 2 мм, толщина стенки – 0,5 мм. В качестве несущего элемента используется анод, изготавливаемый из кермета (сплава никеля высокой чистоты с керамикой оксида циркония, стабилизированной иттрием). Материал анода пористый с характерной степенью пористости $\varepsilon_A = 50\%$. Плотность кермета без учета пор по твердой фазе $\rho_A = 6,87 \text{ г/см}^3$. Тогда объем, занимаемый анодом, будет равен $V_A = 23,5 \text{ мм}^3$, а масса анода – $M_A = 0,0809 \text{ г}$.

При изготовлении микро-ТОТЭ на внешнюю поверхность анода наносится слой твердого электролита, представляюще-

го собой керамику оксида циркония, стабилизированную окисью иттрия. В отличие от материала анода электролит пор не имеет. При толщине электролита $\delta_E = 40$ мкм и плотности электролита $\rho_E = 5,9$ г/см³ масса электролита, нанесенного на анод, составляет $M_E = 0,0148$ г.

Катод топливного элемента состоит из керамики манганита лантана стронция, наносимого на поверхность электролита тонким слоем толщиной 20 мкм. Катод является пористым с характерной степенью пористости $\varepsilon_C = 30\%$. Плотность манганита по твердой фазе без учета пор составляет величину $\rho_C = 6,57$ г/см³.

В этой работе был проведен расчет массогабаритных характеристик и электрических параметров предлагаемой силовой установки.

При общей массе одного микро-ТОТЭ, равной 0,101 г. объединение 15 микро-ТОТЭ в один электрогенерирующий блок дает общую массу ТОТЭ, равную 1,5 г.

Если считать, что масса конструктивных элементов, обеспечивающих крепление ТОТЭ в блоке, сбор и отвод выработанной электроэнергии, подвод рабочих газов, будет составлять 40% от общей массы ТОТЭ в блоке, то общая масса одного блока будет равна 2,1 г., а его объем будет равен 1,6 см³.

Максимальная электрическая мощность, вырабатываемая блоком микро-ТОТЭ, равна 5,654 Вт. При этом для напряжения $U = 0,5$ В максимальная сила тока, вырабатываемого одним блоком, будет равна $J = 11,3$ А. Максимальная удельная мощность блока составляет величину 2,693 кВт/кг.

Отмечается, что увеличение давления рабочей среды в микро-ТОТЭ с 0,1 МПа до 0,7 МПа приводит к увеличению их удельной мощности более чем в 2 раза.

Установлено, что повышение электрического КПД вызывает повышение массы батареи ТОТЭ, но с другой стороны сокращает потребные расходы воздуха, топлива и воды. Последнее связано с уменьшением массы турбокомпрессорной части ЭСУ и бортовых запасов керосина и воды.

Оценочными расчетами получен вывод о том, что масса предлагаемой ЭСУ будет в среднем на 10-15% меньше приведенной массы традиционной газотурбинной ВСУ такой же мощности.

В качестве недостатка этой работы следует указать на отсутствие параметров электрической нагрузки или интервалов их значений, которая должна обеспечиваться предлагаемой авторами схемой ЭСУ.

В работе [58] для схемы, представленной на Рис. 4.10, предлагается простейшая математическая модель ЭСУ на базе ТОТЭ, включающая модели ее основных агрегатов и узлов, связанных в соответствии со схемой установки.

Формирование модели основано на применении балансовых выражений, описывающих законы сохранения массы и энергии. Была использована методика расчета ТОТЭ, базирующаяся на приближенном линейном представлении его ВАХ и применении такой характеристики, как удельная мощность, получаемой с 1 см^2 активной рабочей поверхности топливного элемента [59].

В отмеченной статье [58] приведены расчетные формулы для определения практически всех электрических параметров ТОТЭ. Предлагаются зависимости, описывающие условия теплового баланса батареи ТОТЭ, реактора-конвертора «синтез-газа» и камеры сгорания (дожигания). Определяется температура газов, поступающих из камеры сгорания в газовую тур-

бину. На ее основе вычисляются основные газодинамические параметры турбины. Приводится формула для расчета электрической мощности электрогенератора ЭСУ на основе значений мощности турбины и компрессора. В результате соответствующих преобразований предлагается выражение, описывающее общую электрическую мощность гибридной ЭСУ. По этому значению определяется потребный расход топлива (керосина), воздуха и воды.

При определении массогабаритных характеристик батареи ТОТЭ даны расчетные соотношения для вычисления количества блоков элементов, ее общего веса и объема.

Массогабаритные характеристики реактора-конвертора, вырабатывающего «синтез-газ» для батареи ТОТЭ, определялись с использованием методов химической технологии. Массы турбокомпрессорной части ЭСУ и электрогенератора вычисляются с применением соответствующих значений их мощности и удельного веса с использованием изделий-аналогов. Последнее на наш взгляд является недостатком этой части пионерской и весьма актуальной рассматриваемой статьи сотрудников ЦИАМ и МЭИ. Отметим, что в МЭИ была выпущена одна из первых фундаментальных монографий по ТЭ [60].

Для применения теоретических материалов работы [58] при проектировании ЭСУ беспилотной техники и, в частности, БВ они должны быть доработаны до уровня четких инженерных методик.

Отметим, что современное широкое применение ЭСУ с использованием ТЭ в авиационной технике кроме отсутствия указанных методик сдерживается отсутствием отечественного серийного производства таких элементов и их высокой себестоимостью.

4.5. Нагрев и охлаждение элементов электрической силовой установки беспилотного вертолета

В работе [69] отмечается, что бортовые электротехнические устройства ЛА функционируют в условиях, значительно отличающихся от условий, в которых работают аналогичные наземные устройства [65].

Специфика бортовых устройств связана с резкими изменениями климатических условий при их эксплуатации.

В книге [69] приводятся следующие оценки таких изменений.

Температура у поверхности Земли может достигать -60°C и ниже зимой и $+50^{\circ}\text{C}$ летом. При этом с высотой температура воздуха убывает на $5-7^{\circ}$ на каждые 1000 м. С увеличением высоты полета падает атмосферное давление. Плотность воздуха уменьшается прямо пропорционально давлению и обратно пропорционально температуре.

Изменение температуры вызывает изменение электрического сопротивления проводов, емкости аккумуляторов и др. При температуре $+50^{\circ}\text{C}$ сопротивление медных и алюминиевых проводов примерно в 1,4 раза выше, чем при температуре -60°C [69].

Отмечается, что с изменением температуры и плотности воздуха изменяются условия охлаждения электрических устройств.

В работе [50] указывается, что применение эффективной системы охлаждения резко увеличивает тяговую мощность двигателя электромобиля. Требования к термической прочности электротехнических устройств предусматривают возможность перегрузок их отдельных элементов, состоящие в до-

пустимых превышениях перегрева на 50° над температурой окружающей среды при нормальном атмосферном давлении и температуре [69].

Следует заметить, что в этой работе и другой доступной литературе отсутствует количественное описание процессов нагрева и охлаждения в полете ЛА его бортовых электротехнических устройств. Для наземных электрических машин и аккумуляторных батарей такие описания при постоянной температуре окружающей среды приводятся в работах [62-65].

Известно, что работа элементов электрических устройств сопровождается выделением тепловой энергии. При работе электродвигателя (ЭД) такое тепло за счет потерь части электроэнергии выделяет изоляция проводов его обмотки и вращающиеся части двигателя [65]. Работа системы питания ЭД, в частности аккумуляторной батареи (АКБ), характеризуется нагревом в процессах их заряда и разряда. Кроме этого, протекающие в каждом аккумуляторе химические процессы сопровождаются соответствующим изменением температуры. Установлено, что для нормальной работы АКБ необходимо поддерживать температуру окружающей среды в пределах $-30^{\circ}\text{C} \dots +50^{\circ}\text{C}$ [61, 62].

Количественное описание тепловых процессов является одной из задач математической физики, решение которой сводится к достаточно трудоемкому интегрированию системы дифференциальных уравнений в частных производных с большим числом начальных и граничных (краевых) условий [85].

Для инженерного анализа тепловых процессов в ЭСУ БВ будем использовать доработанные результаты классической работы [65], в которой использована теория нагревания идеального однородного тела, обладающего равномерным рас-

сеиванием тепла со всей поверхности и бесконечно большой теплопроводностью.

При построении математической модели элемента ЭСУ БВ будем использовать следующие обозначения:

$T_3(t)$ – температура элемента в момент времени $t \in [t_0, t_k]$ ($^{\circ}\text{C}$);

$T_{\text{oc}}(t)$ – температура окружающей среды в момент времени $t \in [t_0, t_k]$ ($^{\circ}\text{C}$);

$\Delta T_3(t), \Delta T_{\text{oc}}(t)$ – изменения указанных выше температур ($^{\circ}\text{C}$);

m – масса элемента (кг);

S – площадь его поверхности (м^2);

Q – количество тепла, выделяемого в элементе в единицу времени (Вт/с);

c – удельная теплоемкость элемента (Вт/кг·град.);

λ – коэффициент теплопроводности (Вт/м²·град.).

Введем в рассмотрение бесконечно малый интервал времени Δt . На этом интервале в элементе ЭСУ будет накоплено количество тепла, равное $Q\Delta t$.

Будем считать, что за промежуток времени Δt значения температуры элемента и среды изменяются на величины ΔT_3 и ΔT_{oc} .

Пусть в рассматриваемом промежутке времени Δt превышение температуры элемента над температурой среды равно $(\Delta T_3 - \Delta T_{\text{oc}})$. Тогда количество тепла, отдаваемого элементом в окружающую среду за счет теплопроводности, будет равно $\lambda S(\Delta T_3 - \Delta T_{\text{oc}})\Delta t$.

На основе закона сохранения тепловой энергии сформируем балансовое соотношение вида:

$$Q\Delta t = cm(\Delta T_3 - \Delta T_{\text{oc}}) + \lambda S(\Delta T_3 - \Delta T_{\text{oc}})\Delta t.$$

Перепишем это выражение в следующей форме:

$$cm(\Delta T_3 - \Delta T_{\text{oc}}) = (Q - \lambda S(\Delta T_3 - \Delta T_{\text{oc}}))\Delta t.$$

Поделим обе части этого равенства на Δt :

$$cm \left(\frac{\Delta T_{\text{э}}}{\Delta t} - \frac{\Delta T_{\text{oc}}}{\Delta t} \right) = Q - \lambda S (T_{\text{э}} - T_{\text{oc}}).$$

Переходя к пределу при $\Delta t \rightarrow 0$ и используя определение производной [70]:

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta T_{\text{э}}}{\Delta t} = \frac{dT_{\text{э}}}{dt}; \quad \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta T_{\text{oc}}}{\Delta t} = \frac{dT_{\text{oc}}}{dt} = \dot{T}_{\text{oc}},$$

получаем выражение вида:

$$cm \frac{dT_{\text{э}}}{dt} - cm \dot{T}_{\text{oc}} = Q - \lambda S T_{\text{э}} + \lambda S T_{\text{oc}}.$$

Группируя члены этого выражения следующим образом:

$$cm \frac{dT_{\text{э}}}{dt} + \lambda S T_{\text{э}} = Q + \lambda S T_{\text{oc}} + cm \dot{T}_{\text{oc}}, \quad t \in [t_0, t_k], \quad (4.5.1)$$

получаем линейное дифференциальное уравнение первого порядка [70] для определения функции $T_{\text{э}}(t)$.

Это уравнение имеет начальное условие:

$$T_{\text{э}}(t_0) = \tau, \quad (4.5.2)$$

где τ – температура элемента в начальный момент времени t_0 .

Для дальнейшего решения перепишем уравнение (4.5.1) в стандартной форме [70]:

$$\frac{dT_{\text{э}}}{dt} + A(t)T_{\text{э}} = B(t), \quad (4.5.3)$$

где:

$$A(t) = \frac{\lambda S}{cm} = \text{const}; \quad (4.5.4)$$

$$B(t) = \frac{Q}{cm} + \frac{\lambda S}{cm} T_{\text{oc}}(t) + \dot{T}_{\text{oc}}(t). \quad (4.5.5)$$

Общее решение уравнения (4.5.3) записывается как [70]:

$$T_{\text{э}}(t) = \exp\left(-\int A(t)dt\right) \left[\int B(t) \exp\left(\int A(t)dt\right) dt + C \right], \quad (4.5.6)$$

где C – постоянная интегрирования, которая определяется с использованием начального условия (4.5.2).

Отметим, что из выражения (4.5.1) при постоянной температуре окружающей среды ($\dot{T}_{oc} \equiv 0$) получается уравнение, представленное в работах [65, 66], а при $Q = 0$ и $\dot{T}_{oc} = 0$ – уравнение, описывающее процесс остывания тела, соответствующее известному из физики закону Ньютона.

Приведем решения уравнения (4.5.3) для различных этапов приведенного выше типового профиля полета БВ.

Этап 1. Вертикальный взлет вертолета до заданной высоты h_1 с его зависанием.

Как следует из Разд. 3.1, при этом режиме полета БВ температура воздуха с ростом высоты изменяется по закону:

$$T_{oc}(h) = T_{oc,вп} - 0,0065h, \quad (4.5.7)$$

где $T_{oc,вп}$ – температура окружающей среды на взлетной площадке БВ ($^{\circ}\text{C}$), h – высота (м).

При этом высота h является функцией времени, которая определяется кинематическим уравнением движения вертолета [1] вида:

$$\frac{dh}{dt} = V_y(t), \quad t \geq t_1 \quad (4.5.8)$$

с начальным условием:

$$h(t_1) = 0, \quad (4.5.9)$$

где t_1 – момент времени начала взлета БВ.

В уравнении (4.5.8) функция $V_y(t)$ описывает заданный закон изменения вертикальной скорости (скорости подъема) БВ.

Для $V_y(t) = V_y = \text{const}$ решение уравнения (4.5.8) при начальном условии (4.5.9) записывается как:

$$h(t) = V_y(t - t_1), \quad t \geq t_1.$$

Подставляя это выражение в формулу (4.5.7), имеем линейную зависимость вида:

$$T_{oc}(t) = T_{oc,вп} - 0,0065 V_y(t - t_1). \quad (4.5.10)$$

Отсюда величина градиента температуры воздуха вычисляется как:

$$\dot{T}_{oc}(t) = \frac{dT_{oc}}{dt} = -0,0065V_y. \quad (4.5.11)$$

Коэффициент A в уравнении (4.5.3), который задается формулой (4.5.4), не зависит от времени t .

Для определения коэффициента $B(t)$ этого уравнения подставим в формулу (4.5.4) выражения (4.5.10) и (4.5.11):

$$B(t) = \frac{Q}{cm} + \frac{\lambda S}{cm} (T_{oc,вп} - 0,0065V_y(t - t_1)) - 0,0065V_y.$$

Перепишем эту зависимость с использованием формулы (4.5.4) как:

$$B(t) = \frac{Q}{cm} + A(T_{oc,вп} - 0,0065V_y(t - t_1)) - 0,0065V_y.$$

Для упрощения использования выражения (4.5.6) представим эту функцию в следующей форме:

$$B(t) = \beta - \gamma t, \quad (4.5.12)$$

где:

$$\begin{aligned} \beta &= \frac{Q}{cm} + A(T_{oc,вп} + 0,0065V_y t_1) - 0,0065V_y; \\ \gamma &= 0,0065V_y. \end{aligned} \quad (4.5.13)$$

Тогда формула (4.5.6) для рассматриваемого этапа полета БВ с учетом того, что $A = \text{const}$, конкретизируется как:

$$\begin{aligned} T_{\vartheta}^{(1)} &= e^{-At} \left[\int (\beta - \gamma t) e^{At} dt + C \right] = \\ &= e^{-At} \left[\beta \int e^{At} dt - \gamma \int t e^{At} dt + C \right] = \\ &= e^{-At} \left[\frac{\beta}{A} e^{At} - \frac{\gamma}{A^2} (At - 1) e^{At} + C \right]. \end{aligned}$$

Отсюда получаем окончательный вид общего решения уравнения (4.5.3) при коэффициентах (4.5.4) и (4.5.12), (4.5.13):

$$T_3^{(1)}(t) = \frac{\beta}{A} - \frac{\gamma}{A^2}(At - 1) + Ce^{-At}. \quad (4.5.14)$$

Частное решение этого уравнения определяется при следующей конкретизации начального условия (4.5.2):

$$T_3^{(1)}(t_1) = \tau_1,$$

где через τ_1 обозначена температура элемента в момент взлета БВ.

Подставляя его в выражение (4.5.14), имеем:

$$\frac{\beta}{A} - \frac{\gamma}{A^2}(At_1 - 1) + Ce^{-At_1} = \tau_1.$$

Отсюда следует, что:

$$C = \left(\tau_1 - \frac{\beta}{A} + \frac{\gamma}{A^2}(At_1 - 1) \right) e^{At_1}.$$

Подставляя это выражение в формулу (4.5.14), формируем искомый закон изменения температуры элемента ЭСУ при вертикальном взлете БВ вида:

$$T_3^{(1)}(t) = \frac{\beta}{A} - \frac{\gamma}{A^2}(At - 1) + \left(\tau_1 - \frac{\beta}{A} + \frac{\gamma}{A^2}(At_1 - 1) \right) e^{-At}, \quad (4.5.15)$$

параметры которого конкретизируются выражениями (4.5.4) и (4.5.13).

Исследуем поведение полученной функции (4.5.15).

При $t \rightarrow \infty$ значения $T_3^{(1)}(t)$ стремятся к $-\infty$ за счет линейной зависимости от времени. Это означает, что при росте значений t элемент ЭСУ будет охлаждаться.

Проведем анализ полученного решения на наличие точек максимума и минимума.

Используя необходимое условие экстремума [70] функции $T_3^{(1)}(t)$, получаем уравнение вида:

$$\frac{dT_3^{(1)}}{dt} = -\frac{\gamma}{A} + \left(\tau_1 - \frac{\beta}{A} + \frac{\gamma}{A^2}(At_1 - 1) \right) e^{-A(t-t_1)} (-A) = 0. \quad (4.5.16)$$

Решая это уравнение относительно значения t , получаем следующую координату точки, «подозрительной» на экстремум:

$$t^* = t_1 - \frac{1}{A} \ln \left(\frac{\gamma}{\beta A - \tau_1 A^2 - \gamma(At_1 - 1)} \right). \quad (4.5.17)$$

Вычисляя с использованием выражения (4.5.16) вторую производную функции $T_3(t)$ и применяя достаточное условие экстремума [70], имеем, что:

$$\frac{d^2 T_3^{(1)}}{dt^2} = A^2 \left(\tau_1 - \frac{\beta}{A} + \frac{\gamma}{A^2}(At_1 - 1) \right) e^{-A(t-t_1)} < 0.$$

Это означает, что при $t = t^*$ функция (4.5.15) имеет точку максимума.

Для определения максимального значения температуры элемента представим уравнение (4.5.3) в следующей форме:

$$\frac{dT_3^{(1)}}{dt} = B(t) - AT_3^{(1)}.$$

Приравнявая вследствие (4.5.16) при $t = t^*$ нулю это выражение, получаем уравнение вида:

$$B(t^*) - AT_{3,\max}^{(1)} = 0.$$

Откуда с учетом (4.5.4), (4.5.5), (4.5.12) имеем:

$$T_{3,\max}^{(1)} = \frac{B(t^*)}{A} = \frac{\beta - \gamma t^*}{A}. \quad (4.5.18)$$

Отметим, что значение $T_{\text{э,мах}}^{(1)}$ вычисляется по этой формуле с применением выражений (4.5.13) и (4.5.17).

Определим время t_2 подъема БВ на заданную высоту h_1 .

При $V_y = \text{const}$ из очевидного равенства:

$$h_1 = V_y(t_2 - t_1)$$

следует, что:

$$t_2 = t_1 + \frac{h_1}{V_y}. \quad (4.5.19)$$

Тогда из формул (4.5.10) и (4.5.15) следует, что температуры окружающей среды и элемента ЭСУ вычисляются как:

$$T_{\text{ос}}(t_2) = T_{\text{ос,вп}} - 0,0065V_y(t_2 - t_1); \quad (4.5.20)$$

$$T_{\text{ос}}^{(1)}(t_2) = \frac{\beta}{A} - \frac{\gamma}{A^2}(At_2 - 1) + \left(\tau_1 - \frac{\beta}{A} + \frac{\gamma}{A^2}(At_1 - 1) \right) e^{-A(t_2 - t_1)}. \quad (4.5.21)$$

Этап 2. Горизонтальный полет БВ.

Будем считать, что разворот БВ на высоте h_1 на требуемый курсовой угол $\Psi_{\text{тр}}$ совершается за достаточно малое время, за которое температура элемента незначительно отличается от значения $T_3(t_2)$.

После окончания разворота вертолет начинает в момент времени t_2 полет на высоте $h_1 = \text{const}$ с крейсерской скоростью $V_{\text{кр}}$ при температурах $T_{\text{ос}}(t_2)$ и $T_3(t_2)$.

Получим решение уравнения (4.5.3) для рассматриваемого режима полета БВ.

В связи с тем, что при горизонтальном полете на постоянной высоте $\dot{T}_{\text{ос}}(t) = 0$, а температура окружающей среды $T_{\text{ос}}(t) = \text{const}$, коэффициент $B(t)$ этого уравнения будет постоянной величиной, вычисляемой по формуле вида:

$$B = \frac{Q}{cm} + AT_{oc}(t_2), \quad (4.5.22)$$

где A определяется по формуле (4.5.4), а $T_{oc}(t_2)$ – из выражения (4.5.20).

В этом случае общее решение (4.5.6) для рассматриваемого этапа конкретизируется как:

$$T_3^{(2)}(t) = \exp(-A \int dt) \left[B \int \exp(A \int dt) dt + C \right].$$

Вычисляя входящие в него интегралы, получаем выражение вида:

$$T_3^{(2)}(t) = e^{-At} \left[\frac{B}{A} e^{At} + C \right] = \frac{B}{A} + C e^{-At}. \quad (4.5.23)$$

Используя начальное условие:

$$T_3^{(2)}(t_2) = T_3^{(1)}(t_2),$$

правая часть которого вычисляется по формуле (4.5.21), имеем уравнение вида:

$$\frac{B}{A} + C e^{-At_2} = T_3^{(1)}(t_2).$$

Откуда постоянная интегрирования C определяется следующим образом:

$$C = \left(T_3^{(1)}(t_2) - \frac{B}{A} \right) e^{At_2}.$$

Подставляя это выражение в формулу (4.5.23), получаем искомое частное решение уравнения (4.5.3) вида:

$$T_3^{(2)}(t) = \frac{B}{A} + \left(T_3^{(1)}(t_2) - \frac{B}{A} \right) e^{-A(t-t_2)}. \quad (4.5.24)$$

Конкретизируем отношение B/A с использованием выражений (4.5.4) и (4.5.22):

$$\frac{B}{A} = \frac{Q}{\lambda S} + T_{oc}(t_2).$$

Тогда соотношение (4.5.24) примет следующий окончательный вид:

$$T_{\text{э}}^{(2)}(t) = T_{\text{ос}}(t_2) + \frac{Q}{\lambda S} + \left(T_{\text{э}}^{(1)}(t_2) - T_{\text{ос}}(t_2) - \frac{Q}{\lambda S} \right) e^{-A(t-t_2)}. \quad (4.5.25)$$

Заметим, что эта функция не имеет экстремума и при $t \rightarrow \infty$ стремится к следующему предельному значению:

$$T_{\text{э,пред}}^{(2)} = T_{\text{ос}}(t_2) + \frac{Q}{\lambda S} = T_{\text{ос,вп}} - 0,0065h_1 + \frac{Q}{\lambda S}. \quad (4.5.26)$$

При заданном значении радиуса R действия БВ время его полета в достаточно удаленную зону выполнения полетного задания и обратно к взлетно-посадочной площадке определяется как:

$$t_3 - t_2 = \frac{2R}{V_{\text{кр}}}.$$

Таким образом, данный этап типового полета БВ завершается зависанием в момент времени:

$$t_3 = t_2 + \frac{2R}{V_{\text{кр}}}. \quad (4.5.27)$$

Из формул (4.5.25) и (4.5.27) следует, что температура элемента ЭСУ БВ в этот момент времени будет равна:

$$T_{\text{э}}^{(2)}(t_3) = T_{\text{ос}}(t_2) + \frac{Q}{\lambda S} + \left(T_{\text{э}}^{(1)}(t_2) - T_{\text{ос}}(t_2) - \frac{Q}{\lambda S} \right) e^{-2AR/V_{\text{кр}}}. \quad (4.5.28)$$

Этап 3. Вертикальный спуск БВ после разворота с высоты h_1 .

Будем считать, что этот режим начинается в момент времени t_3 при температурах окружающей среды $T_{oc}(h_1)$ и элемента $T_9^{(2)}(t_3)$.

Характерная особенность данного режима состоит в том, что в отличие от выражения (4.5.11) градиент температуры окружающей среды будет равен:

$$\dot{T}_{oc} = +0,0065 V_y > 0,$$

что означает повышение температуры воздуха при снижении БВ.

В этом случае имеем, что

$$\begin{aligned} h(t) &= h_1 - V_y(t - t_3); \\ T_{oc}(t) &= T_{oc}(h_1) + 0,0065 V_y(t - t_3). \end{aligned} \quad (4.5.29)$$

Тогда функция (4.5.5) примет следующий вид:

$$B(t) = \frac{Q}{cm} + 0,0065 V_y + A(T_{oc}(h_1) + 0,0065 V_y(t - t_3)).$$

Представим это выражение как:

$$B(t) = \sigma + \delta t,$$

где:

$$\begin{aligned} \sigma &= \frac{Q}{cm} + 0,0065 V_y + A(T_{oc}(h_1) - 0,0065 V_y t_3); \\ \delta &= 0,0065 A V_y. \end{aligned} \quad (4.5.30)$$

Тогда общее решение (4.5.6) уравнения (4.5.3) с учетом (4.5.4) примет следующий вид:

$$T_9^{(3)}(t) = e^{-At} \left(\frac{\sigma}{A} e^{At} + \frac{\delta}{A^2} (At - 1) e^{At} + C \right).$$

Приводя подобные члены, окончательно имеем:

$$T_9^{(3)}(t) = \frac{\sigma}{A} + \frac{\delta}{A^2}(At - 1) + Ce^{-At}. \quad (4.5.31)$$

Постоянную интегрирования C определим, исходя из начального условия:

$$T_9^{(3)}(t_3) = T_9^{(2)}(t_3), \quad (4.5.32)$$

правая часть которого вычисляется по формуле (4.5.28).

Используя (4.5.32) в выражении (4.5.31) и разрешая его относительно параметра C , получим:

$$C = \left(T_9^{(2)}(t_3) - \frac{\sigma}{A} - \frac{\delta}{A^2}(At_3 - 1) \right) e^{-At_3}.$$

После подстановки этого выражения в формулу (4.5.31), искомый закон изменения температуры элемента ЭСУ в процессе вертикального спуска БВ примет следующий вид:

$$T_9^{(3)}(t) = \frac{\sigma}{A} + \frac{\delta}{A^2}(At - 1) + \left(T_9^{(2)}(t_3) - \frac{\sigma}{A} - \frac{\delta}{A^2}(At_3 - 1) \right) e^{-A(t-t_3)}, \quad (4.5.33)$$

параметры которого вычисляются по формулам (4.5.30).

Заметим, что при $t \rightarrow \infty$ температура элемента неограниченно возрастает и стремится к $+\infty$. При этом у функции (4.5.33) за счет положительности второго слагаемого отсутствуют экстремальные точки.

Спуск вертолета с высоты $h = h_1$ до высоты $h = 0$ с вертикальной скоростью $V_y = \text{const}$ осуществляется за время:

$$t_4 - t_3 = \frac{h_1}{V_y}.$$

Откуда момент времени приземления БВ определяется как:

$$t_4 = t_3 + \frac{h_1}{V_y}. \quad (4.5.34)$$

При этом из формулы (4.5.33) следует, что температура элемента ЭСУ БВ на земле будет равна:

$$T_{\text{э}}^{(3)}(t_4) = \frac{\sigma}{A} + \frac{\delta}{A^2}(At_4 - 1) + \left(T_{\text{э}}^{(2)}(t_3) - \frac{\sigma}{A} - \frac{\delta}{A^2}(At_3 - 1) \right) e^{-A(t_4 - t_3)}.$$

Опишем процесс **охлаждения элемента после приземления** БВ.

Будем считать, что в момент времени t_4 элементы ЭСУ БВ выключаются, т.е. приток тепловой энергии $Q = 0$. Предполагается, что $\dot{T}_{\text{ос}} = 0$, т.е. температура воздуха в процессе стоянки БВ не изменяется. В этом случае коэффициент A уравнения (4.5.3) остается без изменения, а коэффициент $B(t)$ примет следующий вид:

$$B = \frac{\lambda S}{cm} T_{\text{ос}}(0) = AT_{\text{ос,вп}},$$

где $T_{\text{ос,вп}}$ – температура воздуха на взлетно-посадочной площадке БВ.

С учетом этого уравнение (4.5.3) запишется в следующем виде:

$$\frac{dT_{\text{э}}}{dt} + AT_{\text{э}} = AT_{\text{ос,вп}}.$$

В связи с тем, что $T_{\text{ос,вп}} = \text{const}$, представим это уравнение как:

$$\frac{d(T_{\text{э}} - T_{\text{ос,вп}})}{dt} = -A(T_{\text{э}} - T_{\text{ос,вп}}). \quad (4.5.36)$$

Решая полученное дифференциальное уравнение как уравнение с разделяющимися переменными [70], запишем его общее решение:

$$T_{\text{э}}^{(4)}(t) = T_{\text{ос,вп}} + Ce^{-At}. \quad (4.5.37)$$

Уравнение (4.5.36) имеет следующее начальное условие:

$$T_{\text{э}}^{(4)}(t_4) = T_{\text{э}}^{(3)}(t_4), \quad (4.5.38)$$

которое конкретизируется формулами (4.5.30) и (4.5.35).

Подставляя это выражение в общее решение (4.5.37), имеем:

$$T_{\text{э}}^{(4)}(t_4) = T_{\text{ос,вп}} + Ce^{-At_4}.$$

Откуда:

$$C = (T_{\text{э}}^{(4)}(t_4) - T_{\text{ос,вп}})e^{At_4}.$$

Тогда частное решение уравнения (4.5.36), удовлетворяющее условию (4.5.38), запишется как:

$$T_{\text{э}}^{(4)}(t) = T_{\text{ос,вп}} + (T_{\text{э}}^{(3)}(t_4) - T_{\text{ос,вп}})e^{-A(t-t_4)}. \quad (4.5.39)$$

Если БВ находится на стоянке, начиная с момента времени $t = t_4$ до момента времени $t = t_5$, то рассматриваемый элемент ЭСУ БВ охладится до значения:

$$T_{\text{э}}^{(4)}(t_5) = T_{\text{ос,вп}} + (T_{\text{э}}^{(3)}(t_4) - T_{\text{ос,вп}})e^{-A(t_5-t_4)}. \quad (4.5.40)$$

Пример 4.6.

Рассмотрим процесс нагрева маршевого ЭД силовой установки БВ со следующими характеристиками:

- номинальная мощность (P) 10 кВт;
- КПД (η) 0,7;
- масса (m). 30 кг;
- диаметр с учетом оребрения корпуса (D).. 0,6 м;
- длина корпуса (L) 0,7м;
- средняя удельная теплоемкость (c) 200 Вт/кг·град;
- коэффициент теплопроводности (λ) . . . 40 Вт/м²·град.

Количество тепла, выделяемого ЭД в единицу времени, будет равно:

$$Q_{\text{эд}} = 1000P \left(\frac{1-\eta}{\eta} \right) = 4285,7 \text{ Вт/с}. \quad (4.5.41)$$

Площадь поверхности ЭД, рассеивающей тепло в пространстве, приближенно оценим как:

$$S_{\text{эд}} = 2\pi \left(\frac{D}{2} \right)^2 + 2\pi \frac{D}{2} L = 1,885 \text{ м}^2. \quad (4.5.42)$$

Коэффициент $A(t)$, входящий в уравнение (4.5.3) и вычисленный по формуле (4.5.4), имеет следующее значение:

$$A_{\text{эд}} = \frac{\lambda S}{ct} = \frac{40 \cdot 1,885}{200 \cdot 30} = 0,0126. \quad (4.5.43)$$

Отметим, что этот параметр процесса нагрева ЭД на всех этапах типового профиля полета БВ будет иметь указанное постоянное значение.

Будем считать, что вертикальный взлет вертолета (этап 1) до высоты $h_1 = 2000$ м со скоростью $V_y = 5$ м/с начинается в момент времени $t_1 = 0$ с. С учетом этого момент его завершения определяется по формуле (4.5.19) как:

$$t_2 = t_1 + \frac{h_1}{V_y} = \frac{2000}{5} = 400 \text{ с}. \quad (4.5.44)$$

Предположим, что БВ будет эксплуатироваться в зоне умеренного климата РФ, в которой предельные значения температуры воздуха на поверхности Земли равны $\pm 30^\circ\text{C}$.

Будем использовать эти значения в законе изменения температуры окружающей среды (4.5.7) для задания температуры воздуха на взлетно-посадочной площадке БВ в двух вариантах расчета – при $T_{\text{ос,вп}} = +30^\circ\text{C}$ и $T_{\text{ос,вп}} = -30^\circ\text{C}$.

Расчет по формулам (4.5.41)-(4.5.44), (4.5.13), (4.5.15) для этих значений при взлете БВ приведены в Табл. 4.6 и на Рис. 4.12.

Таблица 4.6.

$t, \text{с}$	$h, \text{м}$	$T_{\text{ос}}, \text{°C}$	$T_{\text{эд}}^{(+)}(t)$	$T_{\text{эд}}^{(-)}(t)$
0	0	30	30	-30
50	250	28,375	54,892	-5,108
100	500	26,750	67,414	7,414
150	750	25,125	73,336	13,336
200	1000	23,500	75,737	15,737
250	1250	21,875	76,260	16,260
300	1500	20,250	75,781	15,781
350	1750	18,625	74,767	14,767
400	2000	17,000	73,468	13,468

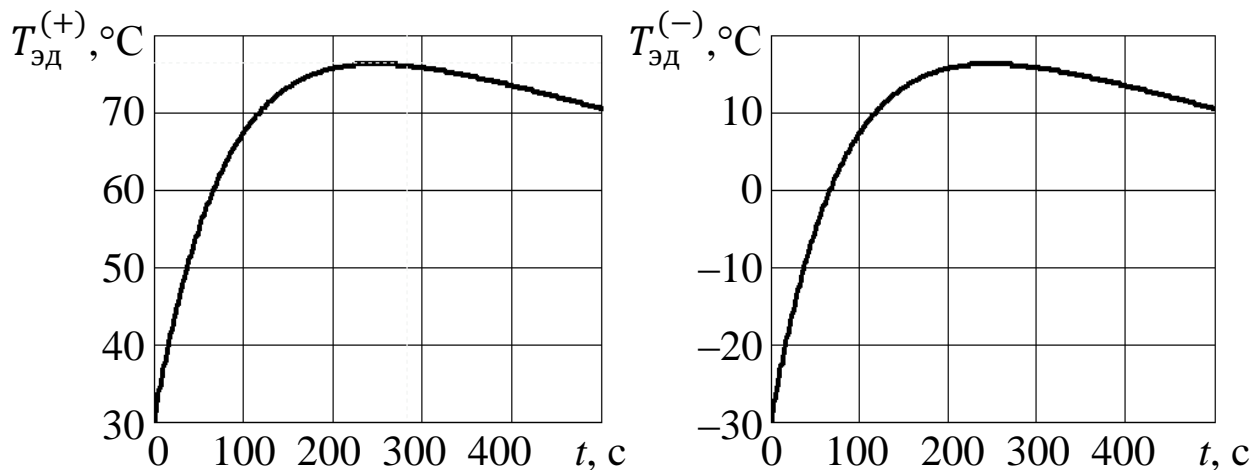


Рис. 4.12

В этих данных через $T_{\text{эд}}^{(+)}(t)$ и $T_{\text{эд}}^{(-)}(t)$ при $t \in [0; 400]$ с обозначены изменения температуры ЭД при указанных выше положительной и отрицательной температурах воздуха на взлетно-посадочной площадке.

Следует отметить, что функции $T_{\text{эд}}^{(+)}(t)$ и $T_{\text{эд}}^{(-)}(t)$ имеют максимум в точке $t^* = 246$ с, вычисленной по формуле (4.5.17). При этом максимальные значения температуры ЭД, определенные из выражения (4.5.18) с использованием соотношений (4.5.12) и (4.5.13), будут соответственно равны:

$$T_{\text{эд,мак}}^{(+)} = 76,263\text{°C}; \quad T_{\text{эд,мак}}^{(-)} = 16,263\text{°C}.$$

Эти значения при положительных и отрицательных значениях температуры воздуха в начальный момент времени достигаются на высоте взлета БВ $h = 1230$ м при $T_{oc}(t)$ соответственно равной $+22^\circ\text{C}$ и -38°C .

Будем считать, что этап 2 типового профиля полета БВ реализуется на интервале времени $[400; 3600]$ с. на высоте $h_1 = 2000$ м при температурах $T_{oc}^{(+)}(400) = +17^\circ\text{C}$, $T_{oc}^{(-)}(400) = -43^\circ\text{C}$ и начальных температурах ЭД $T_{эд}^{(+)}(400) = 73,468^\circ\text{C}$ и $T_{эд}^{(-)}(400) = 13,468^\circ\text{C}$.

Результаты расчетов по формулам (4.5.41)-(4.5.43), (4.5.22), (4.5.24) для этих исходных данных приведены в Табл. 4.7.

Таблица 4.7

$t, \text{с}$	$h, \text{м}$	$T_{oc}, ^\circ\text{C}$	$T_{эд}^{(+)}(t)$	$T_{oc}, ^\circ\text{C}$	$T_{эд}^{(-)}(t)$
400	2000	17	73,468	-43	13,468
800	2000	17	73,839	-43	13,839
1200	2000	17	73,841	-43	13,841
1600	2000	17	73,841	-43	13,841
2000	2000	17	73,841	-43	13,841
2400	2000	17	73,841	-43	13,841
2800	2000	17	73,841	-43	13,841
3200	2000	17	73,841	-43	13,841
3600	2000	17	73,841	-43	13,841

Из полученных результатов следует, что температуры $T_{oc}^{(+)}$ и $T_{oc}^{(-)}$ практически не изменяются в интервале времени $[400; 3600]$ с. На наш взгляд это связано с постоянными значениями температур окружающей среды на высоте горизонтального полета БВ.

Режим вертикального спуска БВ со скоростью $V_y = -5$ м/с. с высоты $h_1 = 2000$ м (этап 3) осуществляется на интервале времени $[3600; 4000]$ с. со значениями $T_{oc}^{(+)}(3600) = +17^\circ\text{C}$,

$T_{oc}^{(-)}(3600) = -43^{\circ}\text{C}$ и значениями начальных температур двигателя, равными $T_{эд}^{(+)}(3600) = 73,841^{\circ}\text{C}$ и $T_{эд}^{(-)}(3600) = 13,841^{\circ}\text{C}$.

Расчеты, проведенные с использованием выражений (4.5.29), (4.5.30), (4.5.33), представлены в Табл. 4.8.

Таблица 4.8

$t, \text{с}$	$h, \text{м}$	$T_{oc}, ^{\circ}\text{C}$	$T_{эд}^{(+)}(t)$	$T_{oc}, ^{\circ}\text{C}$	$T_{эд}^{(-)}(t)$
3600	2000	17	73,841	-43	13,841
3650	1750	18,625	75,466	-41,375	15,466
3700	1500	20,250	77,091	-39,750	17,091
3750	1250	21,875	78,716	-38,125	18,716
3800	1000	23,500	80,341	-36,500	20,341
3850	750	25,125	81,966	-43,875	21,966
3900	500	26,750	83,591	-33,250	23,591
3950	250	28,375	85,216	-31,625	25,216
4000	0	30	86,841	-30	26,841

Из этой таблицы следует, что $T_{эд}^{(+)}(t)$ и $T_{эд}^{(-)}(t)$ при $t \in [3600; 4000]$ с. возрастают за счет положительного значения градиента $\dot{T}_{oc} = 0,0325$ град/с температуры окружающей среды при спуске БВ.

Процессы охлаждения ЭД после приземления БВ, рассмотренные при $t \in [4000; 6000]$ с., описаны с помощью выражения (4.5.39). Результаты их моделирования представлены в Табл. 4.9 и на Рис. 4.13.

Из этих данных следует, что практически через 800 с. = 13,3 мин температура ЭД становится равной температуре воздуха на взлетно-посадочной площадке БВ.

Из проведенных вычислительных экспериментов следует, что при $t = 246$ с. и $t = 4000$ с. значения $T_{эд}^{(+)}(t)$, равные соответственно $76,263^{\circ}\text{C}$ и $86,841^{\circ}\text{C}$, превышают отраслевые тре-

бования к допустимому интервалу температур $[-60; +60]^{\circ}\text{C}$ эксплуатации авиационного оборудования.

Таблица 4.9

t, c	$T_{\text{эд}}^{(+)}(t)$	$T_{\text{эд}}^{(-)}(t)$
4000	86,841	26,841
4200	34,604	-25,396
4400	30,373	-29,627
4600	30,030	-29,970
4800	30,002	-29,998
5000	30	-30
5200	30	-30
5400	30	-30
5600	30	-30
5800	30	-30
6000	30	-30

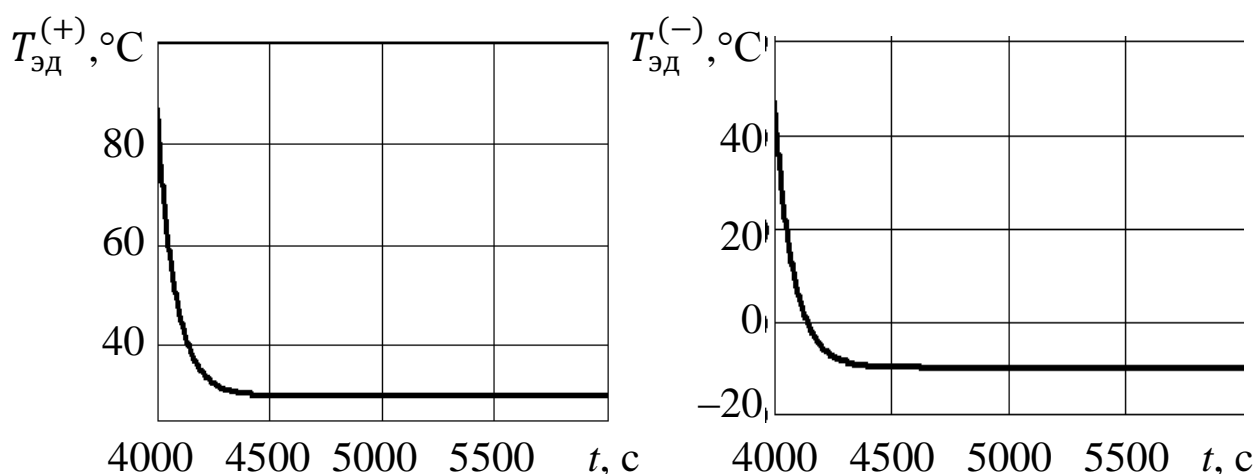


Рис. 4.13

Для уменьшения этих значений, которые были получены при наличии естественной конвекции (теплоотдаче) между элементом ЭСУ БВ и окружающей средой, будем использовать вынужденную (искусственную) конвекцию для более интенсивного отвода тепла при его работе. Такая конвекция реализуется на практике путем использования воздушной или жидкостной системы охлаждения элементов ЭСУ [62-65].

В классической работе [65] для расчета коэффициента теплопроводности при искусственной конвекции ЭД предлагается использовать приближенную эмпирическую формулу вида:

$$\Lambda_{\text{ЭД}} = \lambda_{\text{ЭД}} \left(1 + C_{\text{В}} \sqrt{V_{\text{В}}} \right). \quad (4.5.45)$$

Здесь $\Lambda_{\text{ЭД}}$ и $\lambda_{\text{ЭД}}$ – коэффициенты теплопроводности соответственно при искусственной и естественной конвекции; $V_{\text{В}}$ – скорость движения воздуха относительно охлаждаемой поверхности; $C_{\text{В}}$ – эмпирический коэффициент, зависящий от степени равномерности ее обдува.

Для этого коэффициента в работе [64] установлен следующий интервал значений:

$$0,7 \leq C_{\text{В}} \leq 2,05. \quad (4.5.46)$$

При известных значениях $\Lambda_{\text{ЭД}}$, $\lambda_{\text{ЭД}}$, $C_{\text{В}}$ из формулы (4.5.45) может быть получено следующее выражение для определения скорости обдува ЭД воздухом:

$$V_{\text{В,ЭД}} = \left(\frac{\Lambda_{\text{ЭД}} - \lambda_{\text{ЭД}}}{C_{\text{В}} \lambda_{\text{ЭД}}} \right)^2. \quad (4.5.47)$$

Для применения этой формулы необходимо определить $\Lambda_{\text{ЭД}}$, обеспечивающее выполнение на всех этапах полета БВ для его маршевого ЭД условия:

$$T_{\text{ЭД}}(t) \leq T_{\text{Э,доп}}, \quad t \in [t_1, t_4], \quad (4.5.48)$$

где $T_{\text{Э,доп}}$ – допустимое по условиям эксплуатации значение температуры элемента ЭСУ БВ.

Из проведенных выше вычислительных экспериментов следует, что наибольшее значение температура $T_{\text{ЭД}}(t)$ достигает в момент приземления БВ, т.е. при $t = t_4$. Это значение вычисляется по формуле (4.5.35) и зависит от параметра A , описываемого с учетом выражения (4.5.4), для искомой величины Λ как:

$$A = \frac{\Lambda S}{cm}. \quad (4.5.49)$$

Для определения граничного значения параметра A будем решать нелинейное уравнение вида:

$$\begin{aligned} & \frac{\sigma}{A} + \frac{\delta}{A^2}(At_4 - 1) + \\ & + \left(T_9^{(2)}(t_3) - \frac{\sigma}{A} - \frac{\delta}{A^2}(At_3 - 1) \right) e^{-A(t_4 - t_3)} = T_{\text{э,доп}}. \end{aligned} \quad (4.5.50)$$

Здесь параметры σ и δ как функции от A вычисляются по формулам (4.5.30).

Решая это уравнение одним из существующих численных методов [70], определяем значение A^* и из формулы (4.5.49) находим предельное значение искомого коэффициента теплопроводности при конвективном теплообмене с окружающей средой:

$$\Lambda^* = \frac{A^* cm}{S}. \quad (4.5.51)$$

Пример 4.7.

Из Примера 4.6 следует, что наибольшее значение температуры ЭД, равное $86,841^\circ\text{C}$ достигается в момент времени $t_4 = 4000$ с, который соответствует приземлению БВ.

В работе [69] отмечено, что допустимый перегрев электрооборудования ЛА по нормам его термической прочности равен $+50^\circ\text{C}$. Поэтому в неравенстве (4.5.48) будем считать, что:

$$T_{\text{э,доп}} = +50^\circ\text{C}.$$

В этом случае уравнение (4.5.50) при $t_3 = 3600$ с. и $T_9(3600) = 37^\circ\text{C}$ примет следующий вид:

$$\frac{\sigma(A)}{A} + \frac{\delta(A)}{A^2}(4000A - 1) + \left(37 - \frac{\sigma(A)}{A} - \frac{\delta(A)}{A^2}(3600A - 1)\right)e^{-400A} = 50.$$

Решая это уравнение численным методом Ньютона [70] при начальном приближении $A^{(0)} = 100$, получаем корень $A^* = 0,036$. Откуда из формулы (4.5.51) имеем при исходных данных Примера 4.6, что:

$$\Lambda_{\text{эд}}^* = 113,681.$$

Применяя выражение (4.5.47) при $\lambda = 40$ и $C_{\text{в}} = 1,3$ [65], получаем следующее значение скорости обдува ЭД воздухом:

$$V_{\text{в}} = \left(\frac{113,681 - 40}{1,3 \cdot 40}\right)^2 = 1,417^2 = 2,008 \text{ м/с.}$$

Покажем, что при полученном значении $\Lambda_{\text{эд}}^*$ перегрев ЭД на всех этапах типового полета БВ не превышает значения $+50^\circ\text{C}$.

В Табл. 4.10 представлены результаты расчетов $T_{\text{эд}}(t)$ при $t \in [0; 6000]$ с. по приведенным выше формулам для рассмотренных выше этапов типового профиля полета БВ.

Отметим, что охлаждение ЭД на стоянке до значений $T_{\text{ос,вп}}$ осуществляется практически за $200 \text{ с} = 3,3 \text{ мин}$.

На Рис. 4.14 представлена область возможных температур ЭД по всем этапам полета БВ.

Результаты экспериментальных и теоретических исследований процессов нагрева и охлаждения таких элементов ЭСУ БВ как аккумуляторы и аккумуляторные батареи (АКБ) приведены в работах [61-63].

Таблица 4.10

Этап полета	t, c	$h, м$	$T_{oc}, °C$	$T_{эд}^{(+)}, °C$	$T_{oc}, °C$	$T_{эд}^{(-)}, °C$
Вертикальный взлет	0	0	30	30	-30	-30
	50	250	28,375	45,021	-31,625	-14,979
	100	500	26,750	46,188	-33,250	-13,812
	150	750	25,125	45,031	-34,875	-14,969
	200	1000	23,500	43,484	-36,500	-16,516
	250	1250	21,875	41,472	-38,125	-18,128
	300	1500	20,250	40,250	-39,750	-19,750
	350	1750	18,625	38,625	-41,375	-21,375
	400	2000	17	37	-43	-23
Горизонтальный полет	400	2000	17	37	-43	-23
	800	2000	17	37	-43	-23
	1200	2000	17	37	-43	-23
	1600	2000	17	37	-43	-23
	2000	2000	17	37	-43	-23
	2400	2000	17	37	-43	-23
	2800	2000	17	37	-43	-23
	3200	2000	17	37	-43	-23
	3600	2000	17	37	-43	-23
Вертикальный спуск	3600	2000	17	37	-43	-23
	3650	1750	18,625	38,625	-41,375	-21,375
	3700	1500	20,250	40,250	-39,750	-19,750
	3750	1250	21,875	41,875	-38,125	-18,125
	3800	1000	23,500	43,500	-36,500	-16,500
	3850	750	25,125	45,125	-34,875	-14,875
	3900	500	26,750	46,750	-33,250	-13,250
	3950	250	28,375	48,375	-31,625	-11,625
	4000	0	30	50	-30	-10
Стоянка	4000	0	30	50	-30	-10
	4200			30,016		-29,984
	4400			30		-30
	4600			30		-30
	4800			30		-30
	5000			30		-30
	5200			30		-30
	5400			30		-30
	5600			30		-30
	5900			30		-30
	6000			30		-30

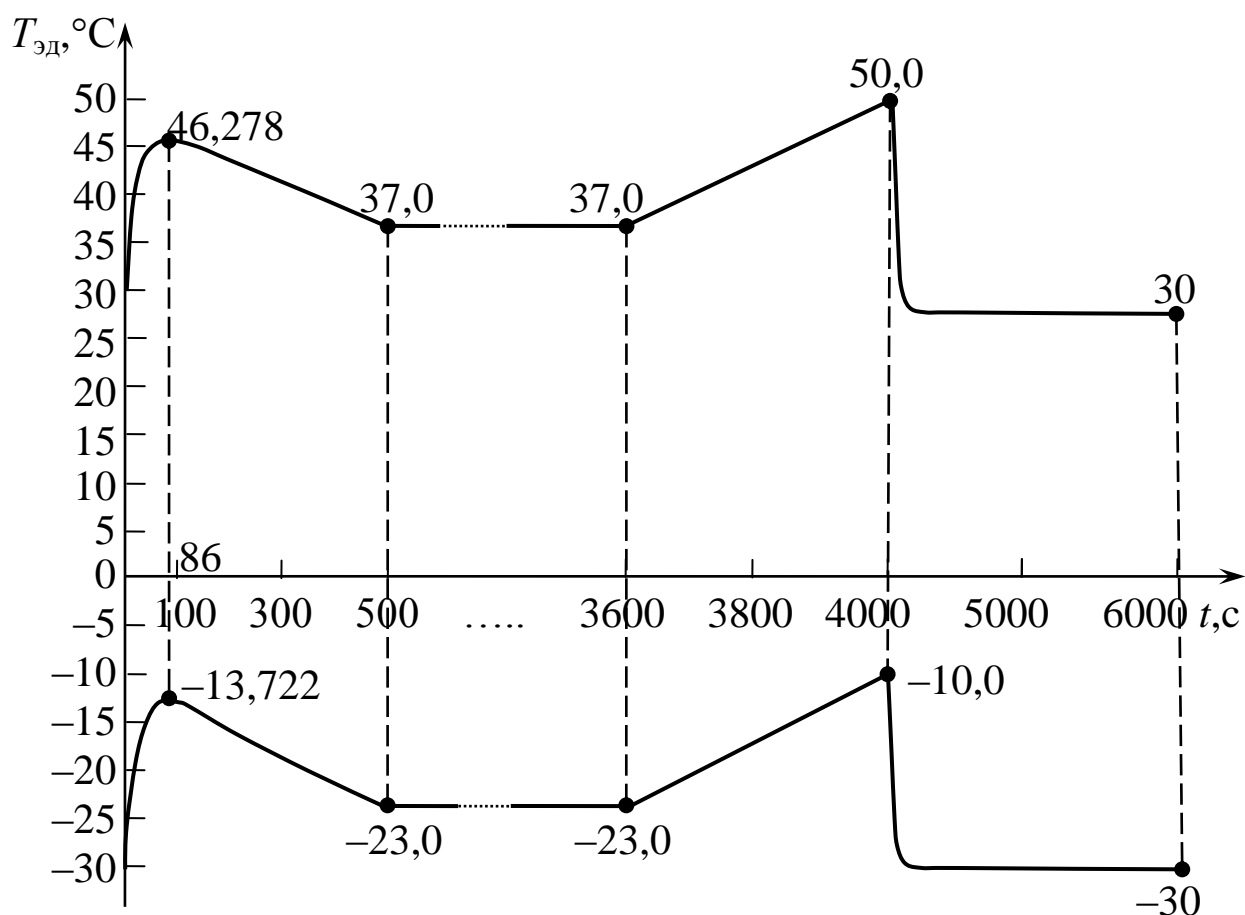


Рис. 4.14

В первой из них экспериментально установлено, что литий-ионный аккумулятор ЛИКГП-150 в диапазоне температур окружающей среды от $+20^{\circ}\text{C}$ до $+50^{\circ}\text{C}$ имеет теплоемкость в интервале $[458; 747]$ Дж/кг·град. При этом и при $T_{oc} = 18-19^{\circ}\text{C}$ аккумулятор в процессе его заряда и разряда различными токами разогревается в любом случае. Проведенные исследования показали, что рабочая температура рассматриваемого аккумулятора не должна превышать $+50^{\circ}\text{C}$ при любых режимах работы аккумуляторной батареи [61].

В работе [62] утверждается, что для нормальной работы АКБ ее температура должна поддерживаться с помощью системы охлаждения в интервале от -30°C до $+50^{\circ}\text{C}$. Для анализа и синтеза систем охлаждения АКБ в ней используются аналитические методы, позволяющие описывать процессы, проте-

кающие в системе охлаждения АКБ при различных размерах каналов между аккумуляторными ячейками и направлениями скорости потока воздуха. Проведенными расчетами для АКБ из 100 ячеек с тепловой мощностью каждой, равной 15 Вт, установлено, что при скорости $V_b = 1$ м/с и $T_{oc} = 20^\circ\text{C}$ температура АКБ равна 65°C , а при $T_{oc} = 30^\circ\text{C}$ она составляет 75°C .

Отмечается необходимость применения повышенных значений скорости обдува для получения значений $T_{АКБ} \leq 50^\circ\text{C}$.

В статье [63] исследуются вопросы повышения эффективности систем охлаждения АКБ. Рассматриваются различные виды обдува АКБ потоком воздуха (снизу, сверху, сбоку), применение нанопокровов, «оребрения» ее поверхности, охлаждения ячеек жидкостью, а также новые виды АКБ, которые не нуждаются в охлаждении. В ней на основе проведенных вычислительных экспериментов утверждается, что за счет применения ячеек АКБ с разнообразными ребрами резко уменьшается температура батареи.

На наш взгляд, основным недостатком приведенных работах [61-64] методик расчета процессов нагревания и охлаждения АКБ является отсутствие учета изменения (градиента) температуры окружающей среды, что делает невозможным их непосредственное применение при анализе и синтезе аккумуляторных систем питания ЭСУ в процессе полета БВ.

Для решения этих задач предлагается использовать изложенную выше методику расчета $T_3(t)$, $t \in [t_1, t_5]$ и определения скорости обдува V_b батареи для типового профиля полета БВ.

Как было отмечено в работе [65], для обеспечения конвективного теплообмена необходимо проведение соответствующих экспериментов по формированию зависимости коэффициента теплопередачи от скорости конвекции.

Для ЭД такая зависимость описывалась выражением (4.5.45). Отметим, что для АКБ доступные работы по экспериментальному формированию таких зависимостей отсутствуют. Поэтому воспользуемся результатами вычислительных экспериментов, приведенных в работе [62].

Обрабатывая данные по зависимости коэффициента теплопередачи от скорости обдува АКБ методом наименьших квадратов [35, 70], получаем в наших обозначениях зависимость вида:

$$V_B = 0,186\Lambda_{\text{АКБ}} - 1,09, \quad (4.5.52)$$

где $\Lambda_{\text{АКБ}}$ – требуемое значение коэффициента теплопередачи АКБ, необходимое для выполнения условия (4.5.48).

Из этого выражения при $V_B = 0$ можно определить приближенную оценку коэффициента теплопередачи АКБ при естественной конвекции:

$$\lambda_{\text{АКБ}} = 5,86 \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{град}, \quad (4.5.53)$$

которое отсутствует в работах [62, 63].

Пример 4.8.

Будем считать, что для питания ЭД ЭСУ БВ, рассмотренного в Примере 4.6, используется АКБ из 10 аккумуляторов ЛИКГП-150, которая имеет мощность $P_{\text{АКБ}} = 7500 \text{ Вт}$ и КПД $\eta = 0,95$.

Тепловую емкость этой батареи определим как:

$$Q_{\text{АКБ}} = P_{\text{АКБ}} \left(\frac{1-\eta}{\eta} \right) = 394,736 \text{ Вт}.$$

Примем, что средняя теплоемкость АКБ равна:

$$c_{\text{АКБ}} = 200 \text{ Вт/кг} \cdot \text{град}.$$

Исходя из массы и габаритов применяемого аккумулятора, вычислим массу и площадь поверхности батареи, которые будут соответственно равны:

$$m_{\text{АКБ}} = 45 \text{ кг}; \quad S_{\text{АКБ}} = 0,888 \text{ м}^2.$$

Проведем для этих исходных данных расчеты температуры $T_{\text{АКБ}}(t)$ для типового профиля полета БВ при $t \in [0; 6000]$ с. по приведенной выше методике при $T_{\text{ос,вп}} = \pm 30^\circ\text{С}$.

При отсутствии обдува (охлаждения) АКБ в полете будем использовать значение коэффициента теплопроводности $\lambda_{\text{АКБ}}$ из выражения (4.5.53). Будем считать, что допустимое значение перегрева батареи $T_{\text{АКБ,доп}} = +50^\circ\text{С}$.

Численно решая уравнение (4.5.50) для этого значения и значений $t_3 = 3600$ с., $t_4 = 4000$ с., получаем, что $A_{\text{АКБ}}^* = 0,002193$.

Применяя формулу (4.5.50), имеем, что:

$$\Lambda_{\text{АКБ}}^* = 22,2261 \text{ Вт/м}^2 \cdot \text{град}. \quad (4.5.54)$$

Подставляя это значение в выражение (4.5.52), определяем требуемую скорость обдува АКБ, равную $V_{\text{в}} = 3,044$ м/с.

Заметим, что такой обдув, как и в Примере 4.7, должен действовать на всех этапах типового полета БВ.

Изменения значений температуры $T_{\text{АКБ}}^{(+)}(t)$ и $T_{\text{АКБ}}^{(-)}(t)$, $t \in [0; 6000]$ с. при наличии и отсутствии обдува батареи для различных значений $T_{\text{ос,вп}}$ представлены на Рис. 4.15.

Из сравнения приведенных графиков следует, что при эксплуатации АКБ без обдува ее максимальный перегрев равен $98,09^\circ\text{С}$, а при обдуве – требуемому значению $49,99^\circ\text{С}$.

Выполнение условий (4.5.48) для элементов ЭСУ БВ рекомендуется осуществлять с помощью систем воздушного охлаждения, которые имеют высокую технологичность и минимальную стоимость по сравнению с другими видами систем охлаждения [63-65].

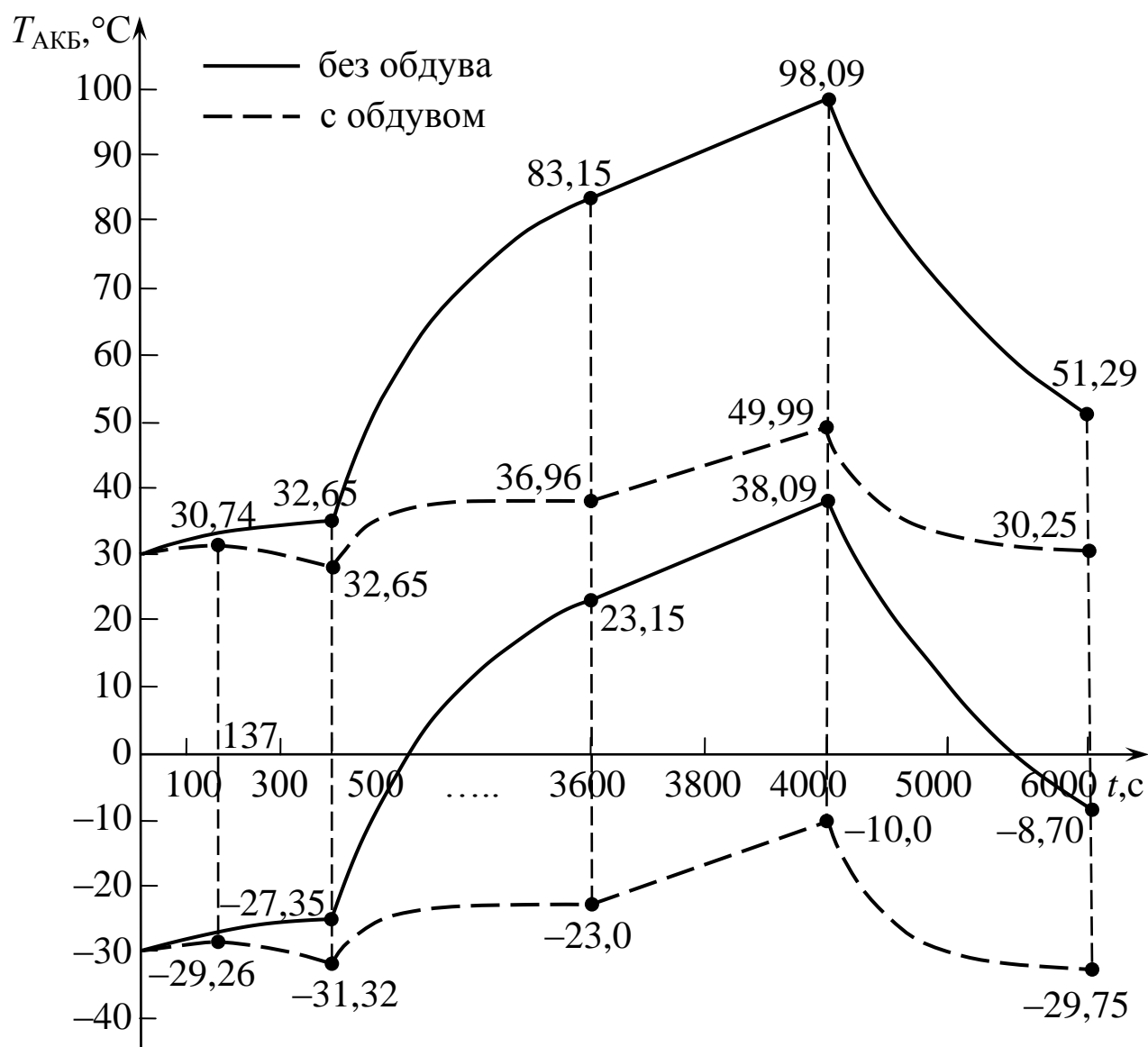


Рис. 4.15

Отметим, что для охлаждения двигателей и аккумуляторов летающих моделей – аналогов вертолетов забортным воздухом используются центробежные и осевые вентиляторы [34]. Наиболее дешевыми, конструктивно простыми и малогабаритными являются осевые вентиляторы, которые состоят из цилиндрического корпуса, рабочего колеса с лопатками и электропривода. Отметим, что рабочее колесо обычно достаточно просто изготавливается литьем или штамповкой.

Методики проектирования вентиляторов подробно изложены в фундаментальных работах [71-73]. Заметим, что их

применение для расчета систем охлаждения ЭСУ БВ обязательно должно основываться на обеспечении в процессе полета вертолета требуемого значения скорости V_v обдува ее элементов, вычисленный по формулам (4.5.47) и (4.5.51).

На наш взгляд, приведенные методики оценки процессов нагрева и охлаждения ЭД могут быть использованы после соответствующих доработок для первоначальной оценки таких процессов в тепловых двигателях БВ.

В заключение этого раздела отметим, что выше приведен первоначальный подход к описанию процессов нагрева и охлаждения ЭСУ БВ, который нуждается в более детальном развитии специалистами в области электротехники, теплообмена и систем вентиляции.

4.6. Управление маршевым электродвигателем беспилотного вертолета

В общем случае ЭСУ БВ используются следующие виды ЭД:

1. Маршевый двигатель, обеспечивающий требуемую тягу несущего винта (НВ) на всех применяемых режимах полета вертолета.

2. Двигатели систем охлаждения АКБ и маршевого ЭД БВ.

3. Двигатель привода рулевого винта БВ [1].

По условиям эксплуатации ЭСУ двигатели второго и третьего видов являются ЭД с постоянным числом оборотов для всех режимов движения БВ.

Рассмотрим вопросы управления числом оборотов маршевого ЭД, которое определяется выполняемым режимом полета БВ.

В работах [50, 74] отмечается, что в качестве тяговых (маршевых) ЭД постоянного тока в основном используются

двигатели с последовательным возбуждением. Такие ЭД имеют следующие особенности их применения [69]:

- наличие большого пускового момента;
- возможность изменения нагрузки в процессе эксплуатации.

Приведем применяемые управляющие характеристики ЭД постоянного тока с последовательным возбуждением [65, 69].

В таких двигателях обмотки возбуждения (ОВ) и якоря (Я) ротора соединены последовательно [69]. Отсюда следует, что токи возбуждения J_B и якоря J_Y совпадают, т.е. $J_B = J_Y = J$. Поэтому в дальнейшем индекс «я» будет опущен.

Благодаря указанному равенству магнитный поток двигателя, пока сердечник якоря не насыщен, будет пропорционален протекающему току J . Эта зависимость представляется выражением [65]:

$$\Phi = k_\Phi J.$$

Используя это соотношение, можно записать следующие механические характеристики ЭД [65]:

$$M = c_M k_\Phi J^2; \quad (4.6.1)$$

$$n = \frac{c_M U}{c_e k_\Phi \sqrt{M}} - \frac{R}{c_e k_\Phi}, \quad (4.6.2)$$

где M – электромагнитный момент двигателя, действующий в направлении вращения его вала, который можно считать равным моменту нагрузки; n – число оборотов вала ЭД; U и R – напряжение и сопротивление цепи питания двигателя; c_M , k_Φ , c_e – параметры конкретного двигателя.

Подставляя (4.6.1) в выражение (4.6.2), получим скоростную характеристику $n = f(J)$ ЭД, которая конкретизируется как:

$$n = \frac{c_M U}{c_e k_\Phi J} - \frac{R}{c_e k_\Phi}. \quad (4.6.3)$$

График этой характеристики приведен на Рис. 4.16,а.

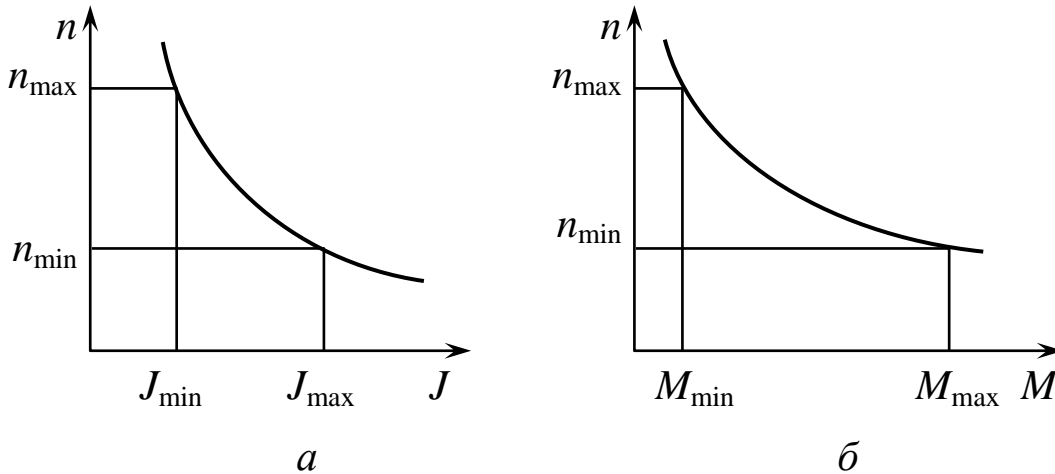


Рис. 4.16

Из представления (4.6.3) и его графика следует, что малые значения тока J являются недопустимыми, т.к. они вызывают резкое увеличение числа оборотов n и двигатель идет «в разнос».

На Рис. 4.16,б приведена механическая характеристика $n = f(M)$ двигателя, построенная на основе выражения (4.6.2). Здесь также при малых значениях моментов M имеем значительное повышение числа n оборотов ЭД.

Будем считать, что применение методики управления двигателем БВ, изложенной в Разд. 3.4, позволяет определить зависимость момента нагрузки $M(t) = M_{\text{НВ}}(t)$, где $M_{\text{НВ}}(t)$ – требуемый момент НВ БВ в момент времени $t \in [t_0, t_k]$ выполнения соответствующих режимов полета вертолета.

Определим следующие значения этого момента:

$$M_{\min} = \min_{t \in [t_0, t_k]} M(t); \quad M_{\max} = \max_{t \in [t_0, t_k]} M(t). \quad (4.6.4)$$

Перепишем выражение (4.6.2) в следующей упрощенной форме:

$$n = \frac{a}{\sqrt{M}} - b, \quad (4.6.5)$$

где:

$$a = \frac{c_M U}{c_e k_\Phi}; \quad b = \frac{R}{c_e k_\Phi}. \quad (4.6.6)$$

Вычислим по формуле (4.6.5) минимальное и максимальное значения требуемых оборотов маршевого ЭД:

$$n_{\min} = \frac{a}{\sqrt{M_{\max}}} - b; \quad n_{\max} = \frac{a}{\sqrt{M_{\min}}} - b. \quad (4.6.7)$$

Перепишем скоростную характеристику ЭД (4.6.3) с использованием выражений (4.6.6) как:

$$n = \frac{a}{J} - b \quad (4.6.8)$$

и преобразуем ее к следующему виду:

$$J = \frac{a}{n + b}. \quad (4.6.9)$$

Определим из этого выражения с использованием значений (4.6.7) границы изменения значения тока якоря ЭД:

$$J_{\min} = \frac{a}{n_{\max} + b}; \quad J_{\max} = \frac{a}{n_{\min} + b}, \quad (4.6.10)$$

которые показаны на Рис. 4.16,а.

В работе [65] приведены различные способы регулирования числа оборотов ЭД последовательного возбуждения. В ней утверждается, что наиболее распространенным способом, позволяющим регулировать эту величину в широких пределах, является способ шунтирования обмотки возбуждения (ОВ) двигателя переменным сопротивлением $R_{\text{ш}}$. Схема реализации этого способа представлена на Рис. 4.17.

При его использовании ток возбуждения согласно зависимости [65]:

$$J_{\text{в}} = \frac{R_{\text{ш}}}{R_{\text{ш}} + R} J \quad (4.6.11)$$

становится меньше величины J и число оборотов увеличивается.

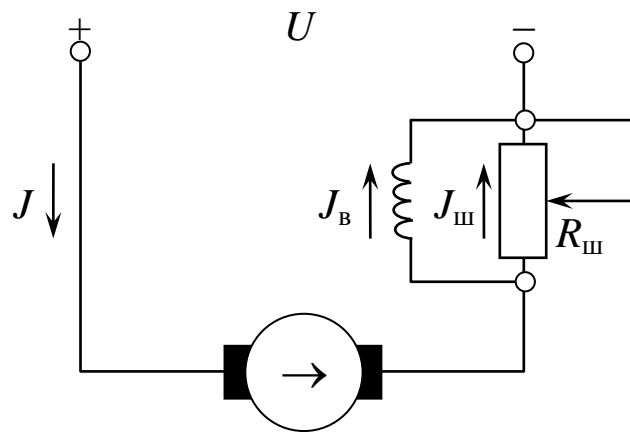


Рис. 4.17

Такое уменьшение происходит на величину:

$$k_B(R_{III}) = \frac{R_{III}}{R_{III} + R}. \quad (4.6.12)$$

С учетом этого коэффициента механическая и скоростная характеристики ЭД, описываемые зависимостями (4.6.2) и (4.6.3) корректируются путем использования в них вместо коэффициента k_Φ произведения $k_\Phi k_B(R_{III})$. В этом случае эти характеристики с учетом выражений (4.6.11) и (4.6.12) становятся регулируемыми характеристиками вида $n(M, R_{III})$ и $n(J, R_{III})$.

В работе [66] резистивные способы шунтирования различных частей ЭД [65] дополнены способом регулирования путем переключения числа пар полюсов обмотки статора двигателя. Данный способ относится к дискретным методам управления и реализуется путем периодического подключения цепи якоря ЭД к источнику постоянного тока. Последнее вызывает многократный разгон и торможение двигателя. При этом используется схема управления, основанная на широкимпульсной модуляции (ШИМ) с достаточно высокой частотой следования коротких импульсов. Отметим, что для тяго-

вых ЭД повышенной мощности в таких схемах применяются управляемые диоды-тиристоры [74].

К настоящему времени этот способ достаточно подробно изучен и изложен в большом числе работ, например [2, 50, 66, 74 и др.].

Следует заметить, что в существующей литературе по электрическим машинам под управлением в основном понимается пуск, торможение и стабилизация числа оборотов ЭД.

Для маршевых ЭД БВ такие обороты должны изменяться по определенному закону $n = n(t)$, $t \in [t_0, t_k]$ в соответствии с реализуемым режимом полета вертолета. Отметим, что требуемые законы изменения числа оборотов вала ЭД могут быть определены по методике, изложенной в Разд. 3.5.

Рассмотрим подход, связанный с применением цифруправляемых сопротивлений для формирования заданных законов управления $n = n(t)$, $t \in [t_0, t_k]$. Первые сведения по таким сопротивлениям были приведены в работе [75]. Конкретизируем их применительно к решаемой задаче.

Цифроуправляемое сопротивление (ЦУС) представляет собой последовательную или параллельную схему, состоящую из совокупности постоянных резисторов, включаемых в цепь с помощью ключей, на которые поступают сигналы от управляющего устройства в виде цифрового позиционного кода.

На Рис. 4.18 приведена наиболее распространенная последовательная схема ЦУС, состоящая из m резисторов.

Для управляющего двоичного кода $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_m$, при котором управление α_j , поступающее на ключ K_j , принимает значения:

$$\alpha_j = \begin{cases} 1, & \text{если ключ должен быть замкнут;} \\ 0, & \text{в противном случае,} \end{cases}$$

сопротивление j -го резистора в приведенной схеме вычисляется как:

$$r_j = r_1 \cdot 2^j, \quad j = (\overline{1, m}), \quad (4.6.13)$$

где r_1 – сопротивление младшего разряда схемы.

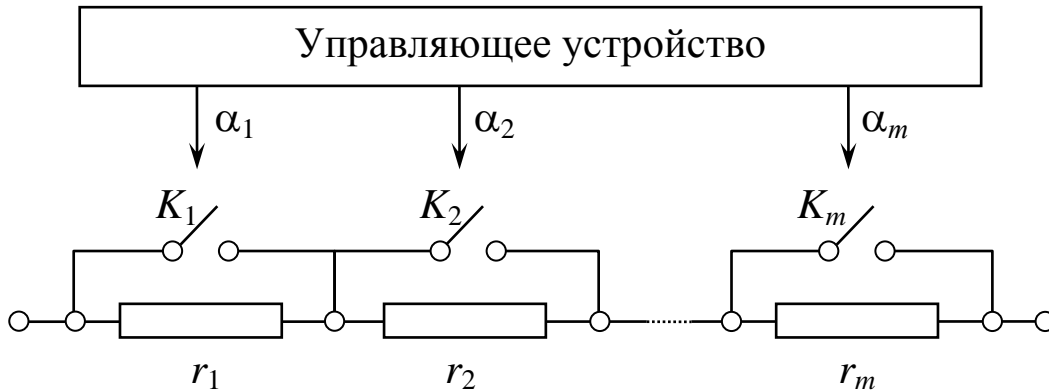


Рис. 4.18

В этой зависимости общее сопротивление, создаваемое рассматриваемой схемой, будет равно сумме сопротивлений включенных в цепь резисторов r_j , $j \in (\overline{1, m})$.

При конкретных значениях сигналов α_j , $j \in (\overline{1, m})$ и с учетом выражения (4.6.13) это сопротивление вычисляется по следующей формуле:

$$R_{\text{ЦУС}}(\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_m) = \sum_{j=1}^m \alpha_j r_1 \cdot 2^j = r_1 \sum_{j=1}^m \alpha_j \cdot 2^j. \quad (4.6.14)$$

Из этого выражения следует, что ЦУС может воспроизводить сопротивления в интервале $[R_{\min}, R_{\max}]$, границы которого определяются как:

$$\begin{aligned} R_{\min} &= R_{\text{ЦУС}}(1, 0, 0, \dots, 0) = r_1; \\ R_{\max} &= R_{\text{ЦУС}}(1, 1, 1, \dots, 1) = r_1(2^m - 1). \end{aligned} \quad (4.6.15)$$

Отметим, что в последнем выражении к правой части соотношения (4.6.14) применена известная формула суммы m

членов геометрической прогрессии со знаменателем, равным 2 [70].

Сомножитель при r_1 в выражении (4.6.14) представляет десятичное представление N двоичного числа $\alpha_1\alpha_2\dots\alpha_m$. Поэтому эту формулу можно представить выражением вида:

$$R_{\text{ЦУС}}(N) = r_1 N. \quad (4.6.16)$$

Для применения к задаче управления оборотами маршевого ЭД БВ с использованием схемы ЦУС, приведенной на Рис. 4.18, необходимо использовать характеристику вида:

$$R_{\text{ш}} = f(n), \quad (4.6.17)$$

где n – требуемое число оборотов двигателя.

Согласно приведенной выше рекомендации заменим в скоростной характеристике (4.6.3) коэффициент k_{Φ} на произведение $k_{\Phi} k_{\text{в}}$, где $k_{\text{в}}$ вычисляется по формуле (4.6.12):

$$n = \frac{c_M U}{c_e k_{\Phi} \frac{R_{\text{ш}}}{R_{\text{ш}} + R} J} - \frac{R}{c_e k_{\Phi} \frac{R_{\text{ш}}}{R_{\text{ш}} + R}}.$$

Выделяя из этого соотношения величину $R_{\text{ш}}$ и используя коэффициенты (4.6.6), получаем конкретный вид зависимости вида (4.6.17):

$$R_{\text{ш}} = \frac{R(a - bJ)}{(n + b)J - a}. \quad (4.6.18)$$

Полагая, что $R_{\text{ш}}$ воспроизводится с помощью ЦУС, т.е. $R_{\text{ш}} = R_{\text{ЦУС}}$, из выражений (4.6.18) и (4.6.16) имеем:

$$r_1 N = \frac{R(a - bJ)}{(n + b)J - a}. \quad (4.6.19)$$

Для определения основных параметров ЦУС, таких как r_1 и m воспользуемся следующим свойством величины N , которое следует из выражений (4.5.15) и (4.5.16):

$$N_{\text{min}} = 1 \text{ при } \alpha_1 = 1 \text{ и } \alpha_j = 0, \quad j = (\overline{2, m});$$

$$N_{\max} = 2^m - 1 \text{ при всех } \alpha_j = 1, \quad j = (\overline{1, m}).$$

Тогда при $n = n_{\max}$ и $N = 1$ из выражения (4.6.19) следует, что:

$$r_1 = \frac{R(a - bJ)}{(n_{\max} + b)J - a}. \quad (4.6.20)$$

Для определения числа m разрядов ЦУС подставим в преобразованную формулу (4.6.19) значения $N = N_{\max}$ и $n = n_{\min}$:

$$2^m - 1 = \frac{R(a - bJ)}{r_1((n_{\min} + b) - a)}.$$

После включения в это выражение правой части формулы (4.6.20) и несложных преобразований имеем, что:

$$2^m = \frac{(n_{\min} + n_{\max} - 2b)J - 2a}{(n_{\min} + b)J - a}.$$

Логарифмируя обе части этого выражения, получаем искомое число разрядов ЦУС, которое вычисляется по формуле вида:

$$m = \left[\log_2 \left(\frac{(n_{\min} + n_{\max} - 2b)J - 2a}{(n_{\min} + b)J - a} \right) \right]. \quad (4.6.21)$$

где $[(\cdot)]$ – операция выделения целой части числа (\cdot) .

Таким образом, синтез требуемого ЦУС описывается выражениями (4.6.20), (4.6.21) и (4.6.13).

При формировании управления ЭД, соответствующего требуемому закону $n = n(t)$, $t \in [t_0, t_k]$, используем выражение (4.6.19), которое после подстановки в него правой части формулы (4.6.20) и проведения несложных преобразований примет вид:

$$N(t) = \left[\left(\frac{(n_{\max} + b)J - a}{(n(t) + b) - a} \right) \right], \quad t \in [t_0, t_k], \quad (4.6.22)$$

Для непосредственного формирования требуемого сопротивления $R_{ш}$ шунтирования ОВ ЭД полученное десятичное число $N(t)$ переводится с помощью известных методов [70] в его двоичное представление $\alpha_1(t)\alpha_2(t)\dots\alpha_m(t)$, с помощью которого в каждый момент времени $t \in [t_0, t_k]$ осуществляется управление ключами K_1, K_2, \dots, K_m , представленными на Рис. 4.18. При этом дискретное управление маршевым ЭД осуществляется с периодичностью τ , равной времени преобразования известными методами в управляющем устройстве ЦУС десятичного числа (4.6.22) в двоичный код.

Отметим, что изложенный выше один из подходов к управлению числом оборотов маршевого двигателя ЭСУ БВ более подробно конкретизируется с использованием материала Разд. 3.5.

Глава 5. ПРИМЕНЕНИЕ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

Применение указанного типа двигателей, которые в существующей литературе в основном называют ракетными двигателями (РДТТ), в составе силовых установок БВ впервые было рассмотрено в работе [1]. В ней предлагается использовать такие двигатели в качестве стартовых (разгонных) для сокращения времени вертикального взлета БВ и в виде тепловых имитаторов для БВ-АЛЦ, осуществляющих воспроизведение тепловых характеристик пилотируемых боевых вертолетов.

Естественно считать, что применяемые в беспилотной вертолетной технике стартовые двигатели (СД) и тепловые имитаторы цели (ТИЦ) должны разрабатываться организациями, специализирующимися на разработке и производстве соответствующих РДТТ.

Для грамотного оформления технических заданий таким организациям Разработчик перспективных БВ должен провести предварительные расчеты по оценке параметров будущего двигателя и, главное, об их соответствии характеристикам создаваемого (модифицируемого) БВ. Кроме этого, основной целью таких исследований должно явиться получение двигателя минимальной стоимости, но с параметрами, полностью удовлетворяющими процессам эффективной эксплуатации БВ.

В этом разделе приводится краткая характеристика двигателей, которые также будем традиционно называть РДТТ, и методики предварительных расчетов их параметров.

5.1. Краткая характеристика РДТТ

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) применялись в военном деле с древнейших времен (Китай). В настоящее время за счет простоты и минимальной стоимости эксплуатации они широко применяются в ракетной технике авиационного, космического и военного применения.

Несмотря на большое многообразие целевого назначения, все РДТТ имеют общие конструктивные элементы, а также хорошо разработанную к настоящему времени теорию и методы проектирования двигателей этого класса [76-79 и др.].

Рассматриваемые двигатели различаются по следующим классификационным признакам:

- назначение РДТТ;
- число и формы камер сгорания (КС);
- управление величиной и направлением вектора тяги двигателя (управляемые и неуправляемые РДТТ);
- способы крепления заряда в КС;
- тип сопла;
- число запусков двигателя (РДТТ одноразового и многократного применения).

Согласно этой классификации стартовые двигатели и тепловые имитаторы цели, введенные в работе [1], для достижения их минимальной стоимости реализуются как однокамерные неуправляемые одноразовые РДТТ.

Типовая конструктивная схема РДТТ с одноканальным зарядом кольцевой структуры представлена на Рис. 5.1 [1, 3].

На этом рисунке использованы следующие обозначения: 1 – переднее днище; 2 – корпус камеры сгорания; 3 – заряд топлива; 4 – заднее днище; 5 – сопло; 6 – графитовый вкла-

дыш в критическом сечении сопла; 7 – диафрагма; 8 – воспламенительный заряд; 9 – электрозапальное устройство.

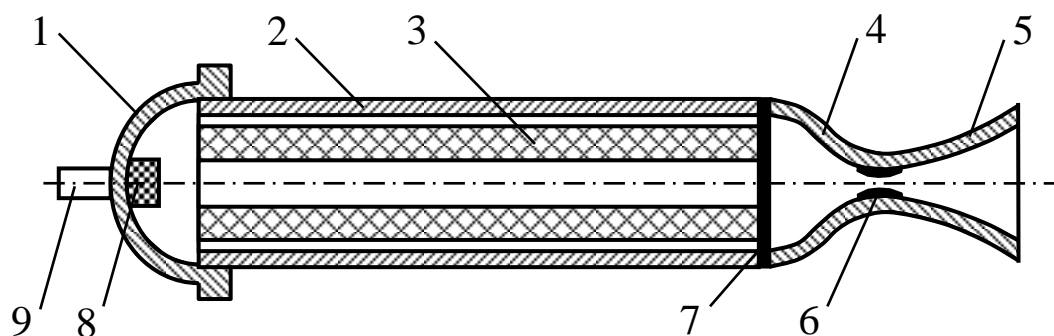


Рис. 5.1

Отметим, что тепловые имитаторы цели (ТИЦ) имеют сопло, повернутое на угол φ [1].

Следуя работам [1, 3], дадим краткую характеристику устройства РДТТ и протекающих в них процессов.

Такой двигатель имеет две основные части – камера сгорания и реактивное сопло.

Камера сгорания (КС), выдерживающая значительное давление, служит и местом хранения запаса топлива двигателя. Давление в камере сгорания РДТТ обычно выше, чем в камере сгорания ГТД, так как его не ограничивают параметры топливной системы. Поэтому РДТТ имеют более высокий коэффициент тяги. В большинстве современных РДТТ давление в КС находится в пределах от 30 до 100 кг/см². При этом температура продуктов горения заряда составляет 2500°К-3000°К [1, 3].

Основной характерной особенностью РДТТ является простота их конструкции. Однако продолжительность работы существующих двигателей ограничена несколькими секундами, десятком секунд и в некоторых случаях превышает 1-2 минуты.

Вследствие этого такие двигатели нашли широкое применение в стартовых и других ускорителях, где необходимо по-

лучать очень высокие значения силы тяги в течение коротких промежутков времени. Двигатели, применяемые в этих целях, имеют меньший вес, чем силовые установки любого другого типа. Для увеличения времени работы ТИЦ возможно применение нескольких последовательно включаемых РДТТ.

С эксплуатационной точки зрения преимущество применения в силовых установках БВ таких двигателей заключается в том, что они всегда готовы для использования и не требуют заправки топливом перед применением вертолета.

Кроме этих достоинств у РДТТ есть весьма существенный недостаток. После запуска двигателя горение продолжается практически до полного выгорания топлива; при этом изменение силы тяги следует вполне определенному закону и не поддается непосредственному регулированию. Методы возможного регулирования силы тяги РДТТ рассмотрены в работе [3]. Скорость горения топлива не должна сколько-нибудь значительно меняться с изменением давления и температуры окружающего воздуха. Регулирование величины силы тяги РДТТ можно осуществлять лишь в определенных заранее заданных пределах путем подбора твердотопливных зарядов соответствующих сечений (плоские, кольцеобразные, звездообразные и др.).

По способу крепления в КС заряды различаются на *прочноскрепленные* и *вкладные*.

Первый вид не требует применения узлов крепления и допускает использование более тонких стенок КС и достаточно простого теплозащитного покрытия их стенок, что в конечном итоге снижает общую массу применяемых двигателей.

Двигатели с вкладным зарядом имеют дополнительные устройства его фиксирования и контакт газов со стенками КС.

Последнее требует увеличения их толщины и применения специальных высокотемпературных покрытий. Основным достоинством таких зарядов является возможность их замены при повреждениях. В рамках их использования в СД и ТИЦ необходимо исследовать вопросы применения готовых вкладных зарядов при эксплуатации БВ, что значительно снизит стоимость необходимого числа таких двигателей.

Характеристики двигателя существенно зависят от элементов топлива, структуры и устройства заряда.

Различают два основных вида твердых ракетных топлив: *баллистические* (коллоидные) и *смесевые*.

Первый вид топлива представляет собой твердый однородный раствор органических веществ, молекулы которых содержат окислительные и горючие элементы. Наиболее широко используется твердый раствор нитроцеллюлозы и нитроглицерина. Увеличение содержания нитроглицерина в таком растворе повышает удельный импульс двигателя, но при этом увеличивается и взрывоопасность топлива, ухудшаются его стабильность и механические свойства заряда. Заряды из баллистического топлива применяются чаще всего в небольших РДТТ.

Смесевые топлива представляют собой механические смеси горючего и окислителя. В качестве окислителя в этих топливах обычно применяют неорганические кристаллические вещества (перхлорат аммония, перхлорат калия и др.).

Этот вид топлива хорошо поддается отливке. Формирование заряда производится непосредственно в корпусе РДТТ или в специальной изложнице методом свободного литья или литья под давлением. Такое свойство смесевых топлив позво-

ляет в перспективе проводить многократную заправку СД и ТИЦ в процессе их эксплуатации.

Смесевое топливо состоит из трех компонентов: кроме окислителя, в него входят полимерное горючее, служащее связующим элементом, и второе горючее в виде порошкообразных металлических добавок (порошкообразный алюминий, бериллий или магний), которые существенно улучшают энергетические характеристики топлива. Связующей составляющей такого топлива могут быть полиэфирные и эпоксидные смолы, полиуретановый и полибутадиеновый каучук и др.

Смесевые топлива обычно имеют бóльший удельный импульс, чем коллоидные, бóльшую плотность, бóльшую стабильность, лучше хранятся и более технологичны.

Топлива для РДТТ характеризуются следующими параметрами:

- удельный импульс (м/с);
- потери удельного импульса (%);
- плотность топлива (кг/м³);
- температура горения (°К);
- газовая постоянная (Дж/кг·град.);
- показатель адиабаты;
- модуль упругости (МПа);
- предел прочности (МПа).

В РДТТ топливо расположено в его камере сгорания в виде одного или нескольких блоков определенной формы, которые называются *зарядами* или *шашками*. Заряды удерживаются стенками камеры или специальными решетками, называемые диафрагмами.

Изменением геометрической формы заряда и использованием бронирующих покрытий поверхностей заряда, которые

не должны гореть, добиваются нужного изменения площади горения и соответственно давления газов в камере и значения тяги двигателя.

Существуют заряды, обеспечивающие нейтральное горение, при котором площадь горения остается неизменной. Такое горение дает заряд, который горит с торца или же одновременно с наружной и внутренней поверхности (см. Рис. 5.1). При регрессивном горении поверхность горения заряда уменьшается. Это получается в случае, если цилиндрическая шашка горит с наружной поверхности. Для прогрессивного горения, которое обеспечивает увеличение давления в камере сгорания, необходимо нарастание площади горения заряда во времени. Примером такого заряда служит шашка, горящая по внутренней цилиндрической поверхности заряда.

В РДТТ применяется *пиротехническое, пирогенное и химическое зажигание* топливного заряда. При пиротехническом зажигании, представленном в схеме двигателя на Рис. 5.1, электрозапал 9 поджигает пиротехнический воспламенитель 8, от которого производится зажигание основного заряда 3.

Пирогенное зажигание в крупных РДТТ производится от газогенератора твердого топлива, который, по существу, представляет собой небольшой твердотопливный двигатель.

Для химического зажигания в камеру сгорания вводится химически активная жидкость или газ (пусковой окислитель), что приводит к самовоспламенению основного заряда РДТТ.

Для предлагаемых выше СД и ТИЦ обязательным критерием оптимальности является их минимальные масса и стоимость. Кроме этого для ТИЦ необходим специальный выбор медленно горящих зарядов, обеспечивающих значения температуры на срезе сопла РДТТ в интервале от не менее

1300°K до 1700°K, как у вертолетных ГТД [8], которыми оснащены имитируемые воздушные цели. В связи с небольшим временем работы РДТТ имитаторы воздушных целей могут включать в себя совокупность («связку», «пакет») последовательно включаемых двигателей.

При разработке СД и ТИЦ силовых установок перспективных БВ с соответствующими доработками должны быть использованы известные методы проектирования РДТТ [78, 79].

Для описания движений БВ, оснащенных РДТТ, в задачах динамики их полетов [1] введем следующие обозначения: $m_{кор}$ – масса корпуса РДТТ (кг); $m_{зар}$ – масса его заряда (кг); μ – массовая скорость горения заряда (кг/с); τ – время работы РДТТ (с).

В процессе работы стартового двигателя его масса будет изменяться во времени по следующему закону:

$$m_{сд}(t) = m_{корп} + m_{зар} - \mu t, \quad t \in [0, \tau]. \quad (5.1.1)$$

При этом будем считать, что тяга $P_{дв}$ двигателя во время его работы является постоянной. Это предположение иллюстрирует график, представленный на Рис. 5.2.

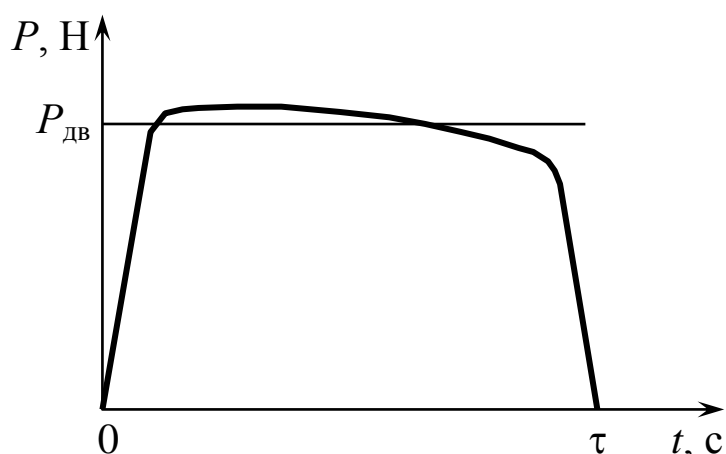


Рис. 5.2

С учетом выражения (5.1.1) переменная масса БВ с установленным на нем сбрасываемым СД определяется как:

$$\bar{m}(t) = \begin{cases} m_{\text{взл}} + m_{\text{сд}}(t), & t \in [t_0, t_0 + \tau]; \\ m_{\text{взл}}, & t \geq t_0 + \tau, \end{cases} \quad (5.1.2)$$

где $m_{\text{взл}}$ – взлетная масса БВ.

При использовании ТИЦ масса БВ-АЛЦ описывается формулой:

$$\bar{m}(t) = \begin{cases} m_{\text{пол}} + m_{\text{кор}} + m_{\text{зар}}, & t \leq t_{\text{к}}; \\ m_{\text{пол}} + m_{\text{тиц}}(t), & t \in [t_{\text{к}}, t_{\text{к}} + \tau]; \\ m_{\text{пол}} + m_{\text{кор}}, & t \geq t_{\text{к}} + \tau, \end{cases} \quad (5.1.3)$$

где $m_{\text{пол}}$ – полетная масса вертолета; $m_{\text{тиц}}(t)$ описывается выражением вида (5.1.1).

5.2. Основные этапы и задачи проектирования РДТТ

В данном разделе для сведения Разработчиков БВ приводится краткое описание существующих процессов проектирования РДТТ, основанное на обобщении материалов работ [76-79].

В процессе проектирования двигателя выделяются следующие основные этапы (проектные задачи):

1. Выбор основных параметров РДТТ.
2. Расчет характеристик конструкции двигателя.
3. Расчет тепловых потоков в элементах РДТТ.
4. Расчет теплозащитных элементов РДТТ.

В свою очередь в каждой задаче выделяются отдельные *проектные процедуры*, краткая характеристика которых приводится ниже.

Первый этап проектирования состоит из следующих процедур:

1.1. Выбор типа заряда

К конструкции топливного заряда, от которых практически зависят все характеристики РДТТ, предъявляются следующие основные требования:

- форма заряда должна обеспечивать требуемый закон изменения тяги двигателя;
- выбранная форма должна обеспечивать максимальное значение удельного импульса двигателя и заданное время его работы;
- конструкция заряда должна полностью или частично исключать непосредственное соприкосновение продуктов горения топлива со стенками камеры сгорания РДТТ;
- форма заряда при его горении не должна существенно изменять расположение центра масс двигателя.

Для обеспечения этих требований, к которым добавляется требование высокой технологичности конструкции заряда, проектировщик РДТТ осуществляет выбор типа заряда из состава прочноскрепленных с камерой сгорания и вкладных зарядов, описанных в Разд. 5.1.

1.2. Выбор формы заряда

Основными формами зарядов современных РДТТ являются [3]:

- щелевые (канальные) заряды (см. Рис. 5.1);
- сплошные заряды;
- заряды со «звездообразным» сечением;

Практика показала, что наилучшими формами зарядов являются щелевые (канальные) и сплошные заряды, обеспечивающие:

- высокую технологичность как при прочноскрепленных, так и при вкладных типах зарядов;
- большую площадь горения;
- более стабильную тягу по сравнению со «звездообразной» формой.

1.3. Выбор типа топлива и его марки

Результаты выполнения этой проектной процедуры оказывают существенное влияние на следующие характеристики двигателя:

- энергетические и внутрибаллистические параметры РДТТ;
- эксплуатационные параметры двигателя;
- производственные характеристики РДТТ.

В состав параметров топлива, определяющих значения первой группы приведенных характеристик РДТТ входят: плотность топлива, удельный импульс, температура продуктов сгорания, полная теплоемкость массы топлива, скорость его горения, устойчивость горения в заданных интервалах давления и температуры, зависимость характеристик топлива от начальной температуры.

Во вторую группу характеристик включают параметры физической стабильности и химической стойкости, механическую прочность и безопасность в эксплуатации.

Производственные характеристики топлива РДТТ отражают требования по безопасности изготовления, а также низкой стоимости производства топлива и зарядов из него.

Различные типы топлива были приведены в Разд. 5.1.

Отметим, что при выборе типа топлива из соответствующих справочников проектировщик РДТТ должен руководствоваться результатами процедуры 1.2. Так при использовании скрепленных зарядов выбирается только смесевой тип топлива.

1.4. Выбор давления в камере сгорания и на срезе сопла двигателя

Выбор величины рабочего давления в камере сгорания (КС) имеет очень важное значение и должен обеспечить:

- устойчивое горение топливного заряда;
- максимальное значение удельного импульса выбранного топлива.

Кроме этого, значение рабочего давления в КС существенно влияет на массогабаритные характеристики двигателя, например, за счет требуемой толщины и материала стенок его камеры.

Из практики создания РДТТ следует, что минимальное значение рабочего давления, обеспечивающее устойчивое горение заряда, составляет $p_{к,мин} = 2-3,5$ МПа в зависимости от вида топлива. Давление на срезе сопла p_c рекомендуется выбирать из интервала значений $(0,08-0,80) \cdot 10^5$ Па.

Второй этап проектирования РДТТ включает в себя следующие проектные процедуры:

2.1. Проектирование сопла двигателя

Исходными данными для выполнения расчетов в этой проектной процедуре являются:

- давление в камере сгорания;
- давление на срезе сопла;
- длина конических участков сопла;
- угол раскрытия сопла;
- угол на срезе сопла;
- время работы РДТТ;
- тяга двигателя;
- удельный импульс применяемого топлива;
- потери удельного импульса;
- газовая постоянная топлива;
- температура горения топлива;
- показатель адиабаты продуктов сгорания.

В процессе проведения проектных расчетов определяются:

- площадь и диаметр критического сечения сопла;
- приход газа;
- безразмерная скорость в критическом сечении сопла;
- потребное «уширение» сопла;
- площадь и диаметр среза сопла;
- параметры сверхзвуковой части сопла.

Отметим, что все расчеты в этой процедуре проводятся с применением достаточно сложных термодинамических зависимостей.

2.2. Расчет параметров заряда

Исходные данные этой процедуры включают в себя:

- плотность топлива;
- тяга двигателя;
- время работы двигателя;
- скорость горения топлива;
- удельный импульс тяги с учетом его потерь.

В результате проведенных расчетов получают следующие параметры заряда:

- толщина свода заряда;
- длина и наружный диаметр заряда;
- диаметр канала (при канальном заряде);
- масса и объем заряда;
- площадь средней поверхности его горения;
- длина камеры сгорания двигателя;
- оценки прогрессивности заряда.

Отметим, что характеристикой прогрессивности заряда является отношение площади поверхности горения к начальной площади сечения заряда. Эта характеристика является оп-

ределяющей для поддержания постоянного давления в камере сгорания и, следовательно, постоянства силы тяги двигателя.

2.3. Расчет на прочность корпуса двигателя

В данной проектной процедуре осуществляется определение толщины стенок конструктивных элементов РДТТ, находящихся под давлением газов в его камере сгорания. При этом должно быть обеспечено полное удовлетворение условиям прочности корпуса и его минимальной массы и стоимости.

Исходными данными для расчета являются:

- давление в камере сгорания двигателя;
- внутренний диаметр камеры;
- выбранный материал для изготовления корпуса;
- предел прочности материала;
- модуль упругости выбранного материала.

В результате выполнения этой процедуры вычисляются следующие основные геометрические размеры корпуса двигателя:

- толщина обечайки;
- толщина сопловой крышки;
- главные радиусы кривизны днища;
- толщина переднего днища корпуса;
- параметры сварных (болтовых) соединений конструктивных элементов корпуса.

Отметим, что все расчеты проводятся с коэффициентом запаса прочности, равным $f = 1,3$.

Используемое в условиях прочности временное сопротивление σ_b , применяемое при определении толщины конструктивных элементов корпуса, должно учитывать снижение его значений при их нагреве.

Третий этап проектирования РДТТ основывается на расчете тепловых потоков в элементах двигателя, который проводится при следующих исходных данных:

- диаметр камеры сгорания;
- диаметр входа в сопло двигателя;
- диаметр критического сечения сопла;
- температура продуктов сгорания топлива;
- расход газов через сопло.

Расчеты выполняются в составе приведенных ниже проектных процедур.

3.1. Расчет теплового потока у переднего днища

Здесь определяются следующие параметры:

- коэффициент конвективной теплопередачи;
- суммарный коэффициент теплопередачи;
- суммарный тепловой поток от газа к поверхности переднего днища.

Отметим, что в их расчете используется ускорение движения РДТТ в составе соответствующего ЛА.

3.2. Расчет тепловых потоков в стенку камеры сгорания и сопловой крышки двигателя

В этой процедуре определяются все указанные в предыдущей процедуре тепловые параметры.

3.3. Расчет тепловых потоков в стенке сопла

В данной процедуре коэффициенты теплопередачи рассчитываются для следующих сечений:

- вход в сопло;
- дозвуковая часть сопла;
- критическая часть сопла;
- сверхзвуковая часть сопла.

Отметим, что все приведенные выше расчеты выполняются с применением достаточно громоздких таблиц газодинамических функций.

Расчет теплозащитного покрытия двигателя (этап 4) выполняется при следующих исходных данных:

- время работы РДТТ;
- начальная температура материала двигателя;
- толщины стенок переднего днища, обечайки, сопловой крышки;
- коэффициенты теплопередачи этих элементов;
- характеристики материалов указанных конструктивных элементов РДТТ (плотность, удельная теплоемкость, допустимая температура нагрева);

На данном этапе выполняются следующие проектные процедуры:

4.1. *Расчет толщины теплозащитного покрытия (ТЗП) переднего днища корпуса*

Для этого элемента, который находится в условиях высоких температур, но небольших скоростей движения продуктов сгорания топлива, для ТЗП обычно выбирается эластичный фенольно-каучуковый материал определенной толщины.

4.2. *Расчет толщины ТЗП обечайки и сопловой крышки корпуса*

Эти элементы «работают» в условиях высоких температур и значительных скоростей газов. Для их ТЗП используют определенные углепластиковые композитные материалы, например, УПФК-1.

4.3. *Расчет ТЗП сопла двигателя*

В данной процедуре проводятся отдельные расчеты толщины ТЗП для следующих составных частей сопла:

- входной раструб;
- выходной раструб;
- воротник сопла;
- критическое сечение;
- сверхзвуковой раструб.

Для пассивного ТЗП воротника обычно применяют углепластиковые материалы.

Защита критического сечения осуществляется с применением материалов повышенной жаропрочности, жаростойкости и высокой эрозийной стойкости, которыми обладают графитовые материалы, например, АТ-1.

Для защиты выходного раструба сопла также рекомендуется использовать углепластиковые материалы.

Во всех отмеченных выше проектных расчетах, которые выполняются по достаточно сложным и громоздким формулам и таблицам, используются в качестве исходных данных следующие параметры теплозащитных материалов из соответствующих справочников:

- плотность;
- удельная теплоемкость;
- коэффициент теплопроводности.

Кроме этого для расчетов толщины ТЗП входного и выходного раструбов сопла применяются такие характеристики их конструктивных материалов, как плотность, удельная теплоемкость и допустимая температура нагрева.

Из приведенной выше краткой характеристики процесса проектирования РДТТ следует его достаточно высокая сложность, требующая от проектировщиков большого объема знаний по двигателестроению, материаловедению, теплотехнике

и соответствующего практического опыта разработки данного класса реактивных двигателей.

5.3. Формирование предварительных оценок основных параметров стартовых двигателей и тепловых имитаторов целей перспективных беспилотных вертолетов

Как было отмечено выше, оригинальные перспективные беспилотные вертолеты должны осуществлять вертикальные взлет и посадку. При этом такой взлет, который желательно произвести за минимальное время, является наиболее сложным режимом для силовой установки вертолета.

Для «разгрузки» маршевого двигателя таких БВ и преодоления сил «вредного» сопротивления фюзеляжа, крыла и горизонтального оперения предлагается использовать стартовые двигатели (СД) на базе ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) [1]. Такие стартовые ускорители широко применяются как разгонные РДТТ для обеспечения взлета БЛА самолетных схем с пусковых установок [13].

Схема размещения сбрасываемых после взлета двух СД, установленных на корпусе БВ приведена на Рис. 5.3, на котором использованы следующие обозначения: ЦМ – центр масс БВ; $T_{\text{нв}}$ – сила тяги несущего винта вертолета; $P_{\text{сд}}$ – сила тяги стартового двигателя. Из него следует, что на интервале времени $[t_0, t_0 + \tau]$ вертикального взлета БВ используется подъемная сила:

$$Y(t) = T_{\text{нв}}(t) + 2P_{\text{сд}}(t), \quad t \in [t_0, t_0 + \tau], \quad (5.3.1)$$

где t_0 – момент начала взлета; τ – время работы СД.

В связи с тем, что $P_{\text{сд}}(t) > T_{\text{нв}}(t)$, достигается требуемая минимизация времени взлета БВ.

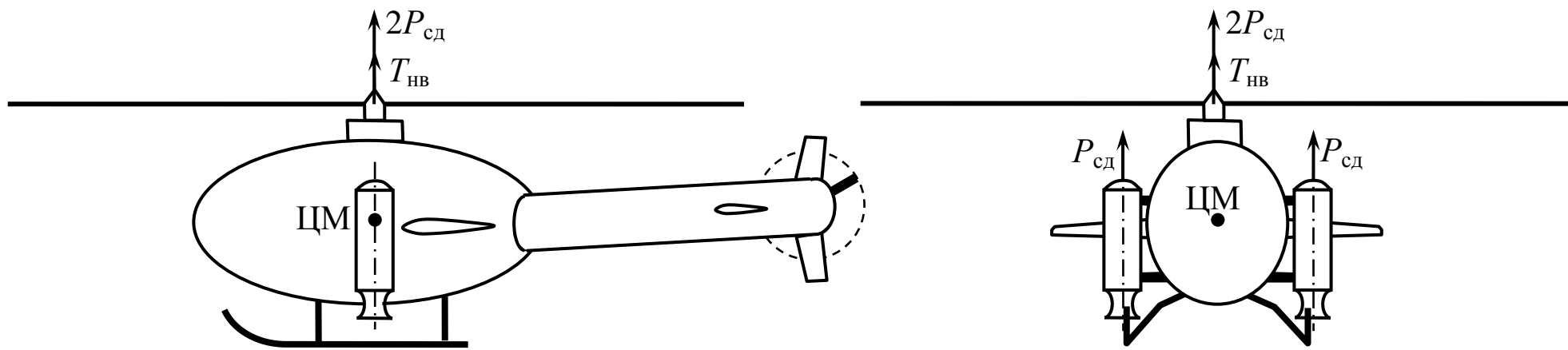


Рис. 5.3

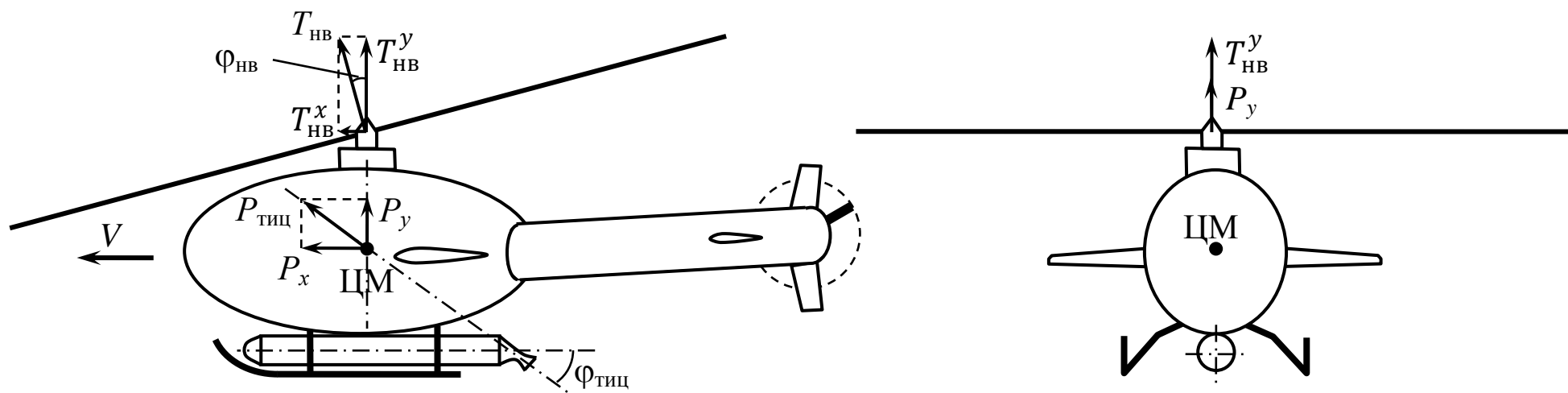


Рис. 5.4

Другим применением РДТТ является его использование в качестве теплового имитатора целей (ТИЦ) на учебных и боевых БВ-АЛЦ [1]. Схема размещения одного ТИЦ на корпусе таких БВ представлена на Рис. 5.4.

Отметим, что сопло применяемого в качестве имитатора РДТТ повернуто относительно оси двигателя на угол $\varphi_{\text{тиц}}$. Размещение ТИЦ под фюзеляжем БВ-АЛЦ выбрано так, чтобы вектор $P_{\text{тиц}}$ его тяги проходил через ЦМ вертолета. Это наряду с воспроизведением температурного поля двигателей имитируемой воздушной цели позволяет получать дополнительные составляющие $T_{\text{нв}}^x$ и $T_{\text{нв}}^y$ сил, действующих на БВ-АЛЦ в полете.

При включении ТИЦ на требуемом участке горизонтального полета БВ-АЛЦ тяга его комбинированной силовой установки составит величину:

$$T(t) = T_{\text{нв}} \sin \varphi_{\text{нв}} + P_{\text{тиц}}(t) \cos \varphi_{\text{тиц}}, \quad t \in [t_{\text{к}}, t_{\text{к}} + \tau], \quad (5.3.2)$$

где $\varphi_{\text{нв}}$ – угол наклона оси вращения НВ; $t_{\text{к}}$ – момент времени включения ТИЦ; τ – время работы имитатора.

Фактическое значение подъемной силы, действующей на БВ-АЛЦ на этом участке полета, будет равно:

$$Y(t) = T_{\text{нв}} \cos \varphi_{\text{нв}} + P_{\text{тиц}}(t) \sin \varphi_{\text{тиц}} + Y_{\text{кр}}, \quad t \in [t_{\text{к}}, t_{\text{к}} + \tau], \quad (5.3.3)$$

где $Y_{\text{кр}}$ – подъемная сила крыла БВ.

Зависимости (5.3.1)-(5.3.3) учитываются при решении задач динамики полета и управления движением БВ-АЛЦ [13].

Для обеспечения минимальной стоимости применяемые РДТТ должны быть простыми в производстве и не требовать дополнительных механизмов. Такой двигатель имеет следующие конструктивные особенности:

- цилиндрический корпус;

- конический сопловой блок;
- переднее и заднее днище сферической формы;
- относительно дешевое теплозащитное покрытие;
- заряд твердого топлива сплошной формы;
- простейшую систему запуска.

На Рис. 5.5 приведена принципиальная схема такого двигателя:

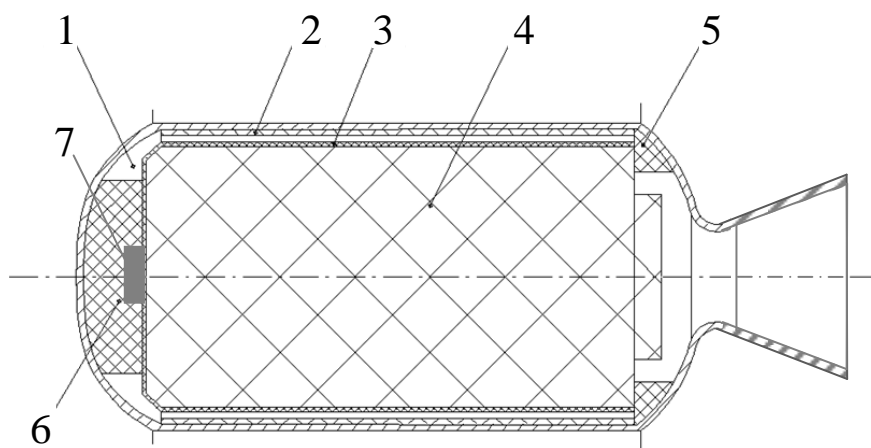


Рис. 5.5

На этом рисунке введены следующие обозначения: 1 – застойная зона; 2 – теплозащитное покрытие; 3 – бронирующее покрытие; 4 – заряд твердого топлива; 5 – опорное кольцо; 6 – амортизатор; 7 – воспламенитель.

Двигатель состоит из камеры, в которой находится сплошной топливный заряд. Для того чтобы заряд не самовозгорелся, используется бронирующее покрытие за исключением торцевых частей, повернутых к воспламенителю и к соплу. Горение заряда начинается на свободной торцевой поверхности. В результате в камере образуются газы, имеющие определенную температуру и давление, на величину которого влияет площадь критического сечения сопла. На срезе сопла продукты сгорания, вытекающие из двигателя, имеют скорость, величина которой зависит от отношения давлений в

камере и на срезе сопла, от температуры и состава газов и от потерь в сопле.

Отметим характерные особенности работы такого двигателя:

1. Тяга практически постоянна (см. Рис. 5.2). Для увеличения тяги на стартовом режиме делают разделку. Заряды торцевого горения имеют высокую прогрессивность давления из-за прогрева топлива за счет наличия бронирующего покрытия.

2. При воспламенении топлива возникает опасный случай нагружения, так как появляется перепад давления между свободным объемом и застойной зоной, который может разрушить топливный заряд. Для предотвращения этого обеспечивается необходимый зазор между зарядом и корпусом. Амортизатор устанавливается для необходимого прохода продуктов сгорания через опорное кольцо.

3. Остатки топлива в этом заряде могут достигать 1-3% из-за прогрева топлива через бронирующее покрытие и возникновения неравномерного теплового поля, что влияет на скорость горения. Кроме этого, в таких зарядах существует неравномерность скорости горения по радиусу заряда и его длине.

4. Крепление заряда в корпусе производится с помощью опорного кольца, которое располагается в сопловой части двигателя. В передней крышке устанавливается амортизатор, который поджимает заряд к этому кольцу.

5. Плотность заполнения вкладных зарядов торцевого горения максимальна.

6. Скорость движения продуктов сгорания в камере сгорания таких двигателей минимальна и не влияет существенно на их характеристики.

7. Тепловое воздействие на корпус двигателя максимально, т.к. при работе обнажается стенка корпуса, и она длительное время находится под действием продуктов сгорания.

8. Потери тяги находятся на среднем уровне из-за больших тепловых потерь, но маленьких потерь на неполноту сгорания топлива.

9. Необходимый уровень давления в камере сгорания обеспечивается выбором топлива и поверхности горения заряда.

Предварительное формирование основных параметров двигателя предлагается проводить по методике проф. Г.А. Глебова.

Многokратное применение методики при проектировании разгонных РДТТ различного назначения показало, что масса двигателя по сравнению с массой ЛА-носителя не превышает 8%, а сила аэродинамического сопротивления РДТТ в полете меньше 5% от его силы тяги.

Исходными данными для применения указанной методики являются:

- m_0 – масса БВ (кг);
- τ – время работы двигателя (с);
- L – расстояние движения БВ с работающим двигателем (м);
- φ – угол наклона оси сопла двигателя (град.);
- параметры и характеристики применяемого топливного заряда.

Применение предлагаемой методики проводится при следующих допущениях:

1. Изменением массы БВ за время τ пренебрегаем ввиду малого веса топливного заряда и конструкции двигателя.

2. Аэродинамическое сопротивление навесных двигателей (см. Рис. 5.3 и Рис. 5.4) считается пренебрежимо малым из-за относительно малых скоростей движения БВ.

3. Движение БВ с работающими стартовыми двигателями (СД) и тепловым имитатором целей (ТИЦ) в течение времени τ осуществляется с постоянным ускорением.

При последующем детальном проектировании двигателя для получения гарантированных результатов считается, что двигатель за время τ «разгоняет» объект массой m_0 .

Методика включает в себя следующие этапы:

1. Определение из известного соотношения $L = a\tau^2/2$ ускорения БВ на участке разгона:

$$a = \frac{2L}{\tau^2}. \quad (5.3.4)$$

2. Вычисление суммарной тяги СД при взлете БВ:

$$P_{\text{сд}} = m_0 a. \quad (5.3.5)$$

Необходимая тяга ТИЦ будет равна:

$$P_{\text{тиц}} = \frac{m_0 a}{\cos \varphi_{\text{тиц}}}, \quad (5.3.6)$$

где угол $\varphi_{\text{тиц}}$ указан на Рис. 5.4.

3. В качестве топлива будем использовать баллиститное топливо, как самое дешевое.

Из соответствующих таблиц [80] для баллистита марки Н выделим его характерные параметры:

- 1) Плотность топлива $\rho = 1600$ кг/м³;
- 2) Давление в камере $P_{\text{к}} = 7,0$ МПа;
- 3) Температура горения $T_{\text{г}} = 2371$ °К;
- 4) Удельный импульс $I_{\text{у}} \approx 2100$ м/с;
- 5) Показатель процесса расширения $n = 1,22$;

б) Расходный комплекс $\beta = 1400$ м/с.

При $P_k = 7,0$ МПа и начальной температуре заряда $T_n = 293^\circ\text{K}$ скорость горения топлива будет равна $u = 14,3$ мм/с = $= 0,0143$ м/с.

4. Найдем секундный массовый расход продуктов сгорания:

$$\mu = \frac{P}{I_y}, \quad (5.3.7)$$

где P – сила тяги двигателя, вычисляемая по формулам (5.3.5) или (5.3.6).

5. По уравнению расхода $\mu = \rho u \Omega$ находим площадь поверхности горения заряда:

$$\Omega = \frac{\mu}{\rho \cdot u}. \quad (5.3.8)$$

6. Для заряда с торцевым горением (Рис. 5.6) находим диаметр торца топливного заряда:

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot \Omega}{\pi}}. \quad (5.3.9)$$

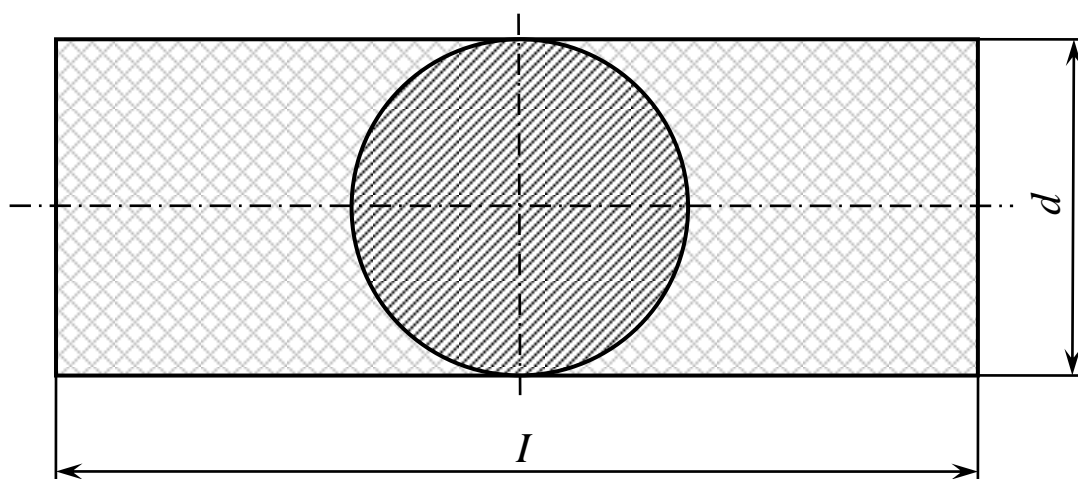


Рис. 5.6

7. Определяем длину цилиндрической части заряда:

$$l = u\tau. \quad (5.3.10)$$

8. Находим массу топливного заряда:

$$m_T = \mu \tau. \quad (5.3.11)$$

9. Из формулы расходного комплекса $\beta = \frac{P_k F_*}{\mu}$ вычисля-

ем площадь минимального сечения сопла:

$$F_* = \frac{\beta \mu}{P_k}. \quad (5.3.12)$$

10. Определяем диаметр минимального (критического) сечения сопла:

$$d_* = \sqrt{\frac{4F_*}{\pi}}. \quad (5.3.13)$$

11. Зададим давление на срезе сопла:

$$P_a = P_h. \quad (5.3.14)$$

где P_h – давление воздуха на высоте h .

12. На основе термодинамических таблиц, например, из работы [81], найдем по значению $P = P_h$ значение степени расширения сопла:

$$F_{отн} = \frac{F_a}{F_*}.$$

Отсюда площадь среза сопла вычисляется как:

$$F_a = F_{отн} F_*. \quad (5.3.15)$$

13. Находим диаметр среза сопла:

$$d_a = \sqrt{\frac{4F_a}{\pi}}. \quad (5.3.16)$$

Обычно в РДТТ для уменьшения веса сопла значение давления на срезе берут равное $P_a = 2P_h$. В этом случае сопло получается короче.

14. Оценим массу двигателя в первом приближении:

$$m_{дв} = 2m_T. \quad (5.3.17)$$

В этом выражении использован опыт проектирования РДТТ, который показал, что масса двигателя приблизительно равна удвоенной массе его топливного заряда. Из выражения (5.3.17) следует, что масса корпуса двигателя, входящая в формулы (5.3.1) и (5.3.3), может быть принята равной массе его заряда.

Приведем примеры иллюстративных расчетов по этой методике для СД и ТИЦ с гипотетическими исходными данными.

Пример 5.1.

Пусть СД предполагается оснастить БВ среднего класса с взлетной массой $m_0 = 500$ кг. Будем считать, что при его вертикальном взлете на интервале высоты $[0; h_{сд}] = [0; 300]$ м в течение 10 с. используются стартовые двигатели.

В этом случае $L = 300$ м и $\tau = 10$ с.

В дальнейшем после сброса СД применяется торможение вертолета тягой несущего винта до достижения нулевого значения вертикальной скорости БВ при $h = 300$ м.

Расчет оценок параметров СД проведем согласно выражениям (5.3.4)-(5.3.17) по следующим этапам методики:

1. Найдем ускорение БВ на участке его разгона:

$$a = \frac{2 \cdot 300}{10^2} = 6,0 \text{ м/с}^2.$$

2. Определим тягу стартовых двигателей по формуле (5.3.5):

$$2P_{сд} = 500 \cdot 6,0 = 3000 \text{ Н.}$$

Тогда необходимая тяга одного СД будет равна:

$$P_{сд} = 1500 \text{ Н.}$$

3. В качестве топлива СД выбираем баллиститное топливо Н с приведенными выше параметрами.

В частности, скорость горения топлива полагаем равной $u = 14,3 \text{ мм/с} = 0,0143 \text{ м/с}$.

4. Вычислим секундный массовый расход продуктов сгорания:

$$\mu = \frac{1500}{2100} = 0,714 \text{ кг/с.}$$

5. Найдем площадь поверхности горения заряда:

$$\Omega = \frac{0,714}{1600 \cdot 0,0143} = 0,0312 \text{ м}^2 = 312 \text{ см}^2.$$

6. Определим диаметр торца топливного заряда:

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot 312}{\pi}} = 19,936 \text{ см} = 199,36 \text{ мм.}$$

7. Длина цилиндрической части заряда топлива будет равна:

$$l = 14,3 \cdot 10 = 143 \text{ мм.}$$

8. Определим массу топливного заряда:

$$m_T = 0,714 \cdot 10 = 7,14 \text{ кг.}$$

9. Из формулы (5.3.12) найдем площадь минимального сечения сопла:

$$F_* = \frac{1400 \cdot 0,714}{7,0 \cdot 10^6} = 142,8 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 = 142,8 \text{ мм}^2.$$

10. Вычислим диаметр минимального (критического) сечения сопла:

$$d_* = \sqrt{\frac{4 \cdot 142,8}{\pi}} = \sqrt{181,91} = 13,487 \text{ мм.}$$

11. Зададим давление на срезе сопла:

$$P_a = P_h = 0,1 \text{ МПа.}$$

12. Для степени расширения сопла $F_{\text{отн}} = 8,241$ по значению $P_h = 0,1 \text{ МПа}$ найдем по формуле (5.3.15) площадь среза сопла:

$$F_a = 8,241 \cdot 142,8 = 1176,814 \text{ мм}^2.$$

13. Диаметр среза сопла будет равен:

$$d_a = \sqrt{\frac{4 \cdot 1176,814}{\pi}} = \sqrt{1499,13} = 38,718 \text{ мм.}$$

14. Масса одного двигателя в первом приближении будет составлять:

$$m_{\text{дв}} = 2 \cdot 7,14 = 14,28 \text{ кг.}$$

Соответственно, общая масса БВ с подвешенными СД будет равна:

$$m_{\text{бв}} = m_0 + 2m_{\text{дв}} = 500 + 28,56 = 528,56 \text{ кг.}$$

Отметим, что приведенные выше геометрические характеристики стартового (разгонного) двигателя БВ представляют собой первое приближение его внутренних размеров, которые будут увеличены при его детальном проектировании за счет толщины стенок корпуса, теплозащитных покрытий, воспламенителя, амортизатора, крышек днищ, вкладышей и т.п.

Пример 5.2.

Определим в первом приближении основные параметры ТИЦ БВ с массой $m_0 = 350$ кг, применяемого в качестве учебной АЛЦ [1].

Пусть по условиям проведения учебно-боевой операции этот БВ, имитируя реальную воздушную цель, должен находиться в районе размещения средств ПВО в течение времени $\tau = 45$ с., проходя при этом расстояние длиной $L = 5000$ м.

Известно, что ЛА с поршневыми двигателями имеют излучаемую температуру в пределах от 350°К до 1350°К , а газотурбинные – от 1000°К до 1300°К [82]. Применение в качестве ТИЦ твердотопливных двигателей за счет их высокотемпературной струи газов, на наш взгляд, дает гарантированный результат для «захвата» цели тепловыми головками самонаведения существующих зенитно-ракетных комплексов.

Применяя расчетные формулы (5.3.4)-(5.3.17), получаем следующие значения параметров ТИЦ, который имеет сопло, повернутое на угол $\varphi_{\text{тиц}} = 15^\circ$ (см. Рис. 5.4).

Ускорение БВ-АЛЦ на участке его разгона:

$$a = 4,938 \text{ м/с}^2.$$

Тяга ТИЦ, согласно Рис. 5.4:

$$P_x = 1728,395 \text{ Н}; \quad P_{\text{тиц}} = P_x / \cos \varphi_{\text{тиц}} = 1789,366 \text{ Н}.$$

В качестве топлива ТИЦ, как и в Примере 5.1, выбираем баллиститное топливо Н с приведенными выше параметрами.

В частности, скорость горения топлива в этом примере также полагаем равной $u = 14,3 \text{ мм/с} = 0,0143 \text{ м/с}$.

Секундный массовый расход продуктов сгорания:

$$\mu = 0,852 \text{ кг/с}.$$

Площадь поверхности горения заряда:

$$\Omega = 0,0372 \text{ м}^2.$$

Диаметр торца заряда топлива:

$$d = 0,217 \text{ м} = 217 \text{ мм}.$$

Длина цилиндрического заряда топлива будет равна:

$$l = 0,644 \text{ м} = 644 \text{ мм}.$$

Масса топливного заряда:

$$m_T = 38,344 \text{ кг}.$$

Площадь критического сечения сопла:

$$F_* = 170,416 \text{ мм}^2.$$

Диаметр критического сечения сопла:

$$d_* = 14,730 \text{ мм}.$$

Для степени расширения сопла $F_{\text{отн}} = 8,241$ по значению $P_h = 0,1 \text{ МПа}$ площадь среза сопла:

$$F_a = 1404,398 \text{ мм}^2.$$

Диаметр среза сопла:

$$d_a = 42,286 \text{ мм.}$$

Масса ТИЦ в первом приближении:

$$m_{\text{ТИЦ}} = 76,687 \text{ кг.}$$

Общая масса БВ-АЛЦ с подвешенным ТИЦ:

$$m_{\text{БВ}} = m_0 + m_{\text{ТИЦ}} = 350 + 76,7 = 426,7 \text{ кг.}$$

Заметим, что здесь, как и в предыдущем примере, получены только внутренние геометрические характеристики твердотопливного двигателя-имитатора, которые увеличиваются при его детальном проектировании.

Применение РДТТ в составе силовых установок (СУ) перспективных БВ требует дополнительных исследований и разработок в следующих основных направлениях:

1. Моделирование динамики полета БВ с работающим СД и ТИЦ при его взлете и траекториях, имитирующих атаки наземных целей [38]. Первый опыт решения этой проблемы для вертикального взлета БВ со СД приведен в работе [1].

2. Учет значительных ускорений, действующих на элементы конструкции БВ и возникающих при кратковременной работе РДТТ в составе СУ БВ. Решение этой проблемы связано с доработкой методик расчета прочности обшивки и силовых шпангоутов корпуса БВ с учетом дополнительных перегрузок от работающих применяемых СД и ТИЦ.

3. Разработка устройств и узлов подвески крепления и сброса одноразовых СД и ТИЦ для обеспечения их эффективной эксплуатации. В этом направлении можно воспользоваться аналогичными разработками разгонных РДТТ для БЛА самолетного типа «Рейс», «Дань» при их старте с направляющих пусковой установки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проблема создания и применения эффективных силовых установок для беспилотной авиационной техники является в настоящее время весьма актуальной.

Анализ современного состояния такой техники в РФ показал практически бессистемное использование в основном наиболее доступных зарубежных образцов двигателей при отсутствии четкого обоснования их практической и эксплуатационной эффективности. Все это в полной мере относится и к беспилотной вертолетной технике.

На наш взгляд, основной причиной такого положения являются отсутствие отечественных серийно выпускаемых поршневых и малоразмерных газотурбинных двигателей для различных видов и классов БЛА и, главное, отсутствие теории их силовых установок.

Силовые установки БЛА имеют ряд отличий от таких установок пилотируемых самолетов и вертолетов, которые должны быть отражены в будущей теории.

Основными задачами теории силовых установок БЛА являются: формирование критериев эффективности силовых установок беспилотной авиационной техники; выбор из каталогов оптимального типа двигателя для конкретного разрабатываемого образца БЛА; формирование систем питания, охлаждения и управления двигателем; моделирование работы системы «БЛА – силовая установка» для основных (типовых) режимов его эксплуатации с корректировкой ранее принятых решений.

В данной книге сделана попытка предварительной постановки и решения некоторых из этих задач. Автор отдает себе отчет о неполноте и слабой глубине их решения. Поэтому в

разработке теории силовых установок беспилотной авиационной техники должны принимать активное участие специалисты по двигателям внутреннего сгорания, малоразмерным ГТД, электрическим двигателям, системам питания топливом и электроэнергией, системам охлаждения двигателей, системам управления их работой, а также специалисты по математическому моделированию процессов и систем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Моисеев В.С.* Беспилотные вертолеты. Современное состояние и перспективы развития. Казань: Редакционно-издательский центр (РИЦ) «Школа», 2019. 596 с.
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. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования. Под ред. И.С. Голубева и И.К. Туркина. М.: Изд-во МАИ, 2008. 656 с.
4. *Братухин И.П.* Проектирование и конструкции вертолетов. М.: Оборонгиз, 1955. 363 с.
5. *Сабиров М.И., Виноградов С.С., Зиннуров Н.Р.* Разработка универсальной беспилотной авиационной платформы вертикального взлета-посадки мультироторного типа повышенной грузоподъемности // Аналитическая механика, устойчивость и управление. Труды XI Международной Четаевской конференции. Т. 3. Казань, Изд. КНИТУ-КАИ, 2017. С. 20-28.
6. Твердотопливные ракетные двигатели. [Электронный ресурс]. Код доступа: [http // works. tareber.ru](http://works.tareber.ru).
7. *Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И.* Газотурбинные двигатели для вертолетов. М.: Машиностроение, 1969. 380 с.
8. *Григорьев В.А.* Вертолетные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
9. Справочник авиационного инженера. Под ред. В.Г. Александрова. М.: Транспорт, 1973. 400 с.
10. *Кулагин В.В.* Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. В 3-х книгах. М.: Машиностроение, 2005.
11. Авиационные поршневые двигатели XXI века. [Электронный ресурс]. Код доступа: [http://www.ciam.ru/press cente](http://www.ciam.ru/press%20cente).

12. *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.

13. *Моисеев В.С.* Динамика полета и управление беспилотными летательными аппаратами. Казань: РИЦ «Школа», 2017. 416 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).

14. *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. Милья. М.: Машиностроение, 1966. 480 с.

15. *Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А.* Практическая аэродинамика вертолетов. М.: Воениздат, 1980. 384 с.

16. *Масленников М.М., Рапиорт М.С.* Авиационные поршневые двигатели. М.: Оборонгиз, 1951. 848 с.

17. *Ерохин Е.* Российские поршневые двигатели для легкой авиации и БЛА // Взлет, №11, 2015. С. 14-21.

18. Системы электроснабжения летательных аппаратов. Под ред. С.П. Халютин. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2010. 438 с.

19. Авиационное оборудование. Под ред. Ю.П. Доброленского. М.: Воениздат, 1989. 248 с.

20. *Гуревич О.С., Гулиенко А.И., Захарченко В.С. и др.* Электрический вертолет // Двигатели, №2(80), 2012. С. 12-14. (www.dvigately.ru).

21. *Шабанов А.В., Ломакин В.В., Шабанов А.А.* Характеристики электромобилей и тенденции развития электропривода // Журнал автомобильных инженеров, №3(86), 2014. С. 38-43.

22. *Володко А.М.* Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М.: Транспорт 1988. 342 с.

23. *Базов Д.М.* Аэродинамика вертолетов. М.: Транспорт, 1972. 184 с.

24. *Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л.* Проблемы повышения крейсерской скорости вертолета и пути их решения // Электронный журнал «Труды МАИ», вып. №55. 10 с.

25. *Черкасов А.Н., Легконогих Д.С., Зиненков Ю.В., Панов С.Ю.* Двигатели для отечественных беспилотников: прошлое, настоящее и будущее // Вестник Самарского гос. университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение, 2018, т. 17. С.127-137.

26. *Моисеев В.С., Альмухаметова, А.Ф., Гущина Д.С., Мейко А.В.* Об одном методе формирования эффективных управленческих и проектных решений на дискретном множестве альтернатив // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. №1. 2008. С. 67-69.

27. *Подиновский В.В., Ногин В.Д.* Парето-оптимальные решения многокритериальных задач. – М.: Наука, 1982. 255 с.

28. *Ногин В.Д.* Принятие решений в многокритериальной среде. М.: Физматлит, 2004. 176 с.

29. *Гущина Д.С., Моисеев В.С.* Многокритериальный подход при оценке эффективности беспилотных авиационных комплексов // Авиакосмические технологии и оборудование: Материалы междунауч.-практ. конф. «АКТО-2006». Казань: 2006. С. 59-60.

30. *Никитин Е.И.* Турбовальный двигатель ГТД-350. М.: Изд. ДОСААФ СССР, 1978. 192 с.

31. *Данилюк В.* Влияние атмосферных условий на мощность двигателя и тягу винта. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://www.aviajournal.com/arhiv>.

32. *Беляков В., Панов Н., Филиппов В.* Техническая эксплуатация вертолетов. М.: Воениздат, 1961. 228 с.

33. *Лещинер Л. Ульянов И.Е.* Проектирование топливных систем самолетов. М.: Машиностроение, 1975. 344 с.

34. *Спунда Б.* Летящие модели вертолетов. М.: Мир, 1988. 136 с.

35. *Демиденко Е.З.* Линейная и нелинейная регрессии. М.: Финансы и статистика, 1981. 302 с.

36. *Мхитарян А.М., Лазнюк П.С., Максимов В.С. и др.* Динамика полета. М.: Машиностроение, 1978. 424 с.
37. Системы управления дизельными двигателями. М.: ЗАО КЖИ «За рулем», 2004. 480 с.
38. *Моисеев В.С.* Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами. Казань: Республиканский центр мониторинга качества образования (РЦ МКО), 2013. 768 с. (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).
39. *Уразбахтин Р.Р.* Двигатели для беспилотных летательных аппаратов. [Электронный ресурс]. Код доступа: <https://research-journal.org>.
40. *Ильинский Н.Ф.* Основы электропривода. М.: Изд. дом МЭИ, 2003. 220 с.
41. *Онищенко Г.Б.* Электрический привод. М.: Академия, 2006. 288 с.
42. *Москаленко В.В.* Электрический привод. М.: Академия, 2007. 368 с.
43. *Анучин А.С.* Системы управления электроприводов. М.: Изд. дом МЭИ, 2015. 373 с.
44. *Сигал И.Х., Иванова А.П.* Введение в прикладное дискретное программирование: модели и вычислительные алгоритмы. М.: Физматлит, 2002. 240 с.
45. *Спицын Д.* Сводная таблица параметров электродвигателей для электромобилей. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://sdisle.com/ev/motors/index.html>.
46. *Бубенчиков А.А., Дайчман Р.А., Артамонова Е.Ю.* Выбор аккумуляторных батарей для систем автономного питания // Научный аспект, 2015, №4. С. 208-215.
47. *Выбор и эксплуатация аккумуляторов и автономное бесперебойное резервное электроснабжение* // МАП-Энергия. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://www.invertor.ru/akb.html>.
48. *Брызгалова Д.А., Королев В.В., Филатов А.А.* Система электроснабжения электроавтомобиля // Материалы Междунар. научно-

техн. конф. «Автомобиле- и тракторостроение в России: приоритеты развития и подготовка кадров». М.: МГТУ «МАМИ», 2015. С. 1-8.

49. Авиационные аккумуляторные батареи. [Электронный ресурс]. Код доступа: <https://akkumir.ru/ustroistvo/avia>.

50. *Ставров О.А.* Перспективы создания эффективного электромобиля. М.: Наука, 1984. 88 с.

51. ГОСТ Р 56188.1. Технологии топливных элементов. Ч. 1. Терминология. М.: Стандартинформ, 2015. 26 с.

52. *Лоскутников А.А., Сенюшин Н.С.* Оценка возможности применения в силовых установках беспилотных летательных аппаратов источников электричества на основе топливных элементов // Молодой ученый, 2011, № 6, т. 1. С. 99-101.

53. *Ерохов В.И., Николаенко А.В.* Общая концепция электрического привода наземного транспортного средства // Материалы Международной научно-практической конференции «Автомобиле- и тракторостроение в России: приоритеты развития и подготовка кадров». М.: МГТУ, 2015. С. 362-575.

54. *Абрамчук Ф.И., Врублевский А.Н., Кузьменко А.П., Подлещук С.О.* Выбор и обоснование топливного элемента для экомобиля // Автомобильный транспорт, вып. 33, 2013. С. 50-54.

55. *Захарченко В.С., Селиванов О.Д., Сунцов П.С., Рахманкулов Д.Я.* Расчетные исследования по оценке эффективности электрической силовой установки к легкому вертолету // Вестник Уфимского госуд. авиац. техн. ун-та (УГАТУ), 2018, т. 22, № 1(79). С. 83-89.

56. Новости ЦИАМ, 3 июля 2015. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://www.ciam.ru/press-center/news/the-electricity-in-the-air/>.

57. *Яновский Л.С., Крымов В.В., Завалишин И.В., Березко П.Н.* Структурно-функциональная схема вспомогательной силовой установки на базе топливных элементов // Электронный журнал «Труды МАИ», вып. № 56.

58. *Гордин М.В., Рогалев Н.Д., Аверьков И.С., Байков А.В., Шевченко И.В.* Методика оценки энергетических и массогабаритных характеристик авиационной вспомогательной силовой уста-

новки с топливными элементами // Известия Самарского научного центра РАН, т. 20, № 6, 2018. С. 122-131.

59. *Брусенцов В.П.* Некоторые вопросы энергетики твердооксидных топливных элементов // В сб. «Твердооксидные топливные элементы». Снежинск: Изд-во РФЯЦ-ВНИИ ТФ, 2003. С. 88-94.

60. *Коровин Н.В.* Топливные элементы и электрохимические установки. М.: Изд-во МЭИ, 2005. 278 с.

61. *Клименко Г.К., Лапин А.А., Марахтанов М.К.* Исследование теплового состояния аккумулятора в рабочем цикле // Инженерный журнал: «Наука и инновации», 2013, вып. 10. [Электронный ресурс]. Код доступа: <http://engjournal.ru/catalog/machin/plasma/1030.html>.

62. *Слабостицкий Р.П., Хажмуратов М.А., Лукьянова В.П.* Анализ и расчет системы охлаждения аккумуляторных батарей // Радиоэлектроника и информатика, 2011, №3. С. 3-8.

63. *Слабостицкий Р.П., Хажмуратов М.А., Лукьянова В.П.* Анализ перспективных систем охлаждения аккумуляторных батарей // Радиоэлектроника и информатика, 2013, №2. С. 8-12.

64. *Терентьев Н.Г., Кондаков С.В.* Методика расчета системы охлаждения электрических двигателей в составе трансмиссии колесной машины // Вестник ЮУрГУ, серия «Машиностроение», 2003, т. 13, №1. С.65-70.

65. *Вольдек А.И.* Электрические машины. Л.: Энергия, 1974. 832 с.

66. *Драчков В., Иванов М.* Двигатель для электропривода. Выбор мощности, вида, типа и метода управления. [Электронный ресурс]. Код доступа: <https://power-e.ru/electrodrives>.

67. *Моисеев В.С., Гущина Д.С, Козар А.И, Борзов Г.Е.* Оптимизация обслуживания заявок информационными БЛА // Изв. вузов. Авиационная техника, №3, 2009. С. 78-80.

68. *Моисеев В.С.* Основы теории эффективного применения беспилотных летательных аппаратов. Казань: РИЦ «Школа», 2005. 444 с. (Серия современная прикладная математика и информатика).

69. *Тузов В.П.* Электротехнические устройства летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1987. 152 с.
70. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука, 1984. 631 с.
71. *Экк Б.* Проектирование и эксплуатация центробежных и осевых вентиляторов. М.: Гостехиздат, 1959. 565 с.
72. *Бак О.* Проектирование и расчет вентиляторов. М.: Гостехиздат, 1961. 363 с.
73. *Брусиловский И.В.* Аэродинамические схемы и характеристики осевых вентиляторов ЦАГИ. М.: Недра, 1978. 252 с.
74. *Розенфельд В.Е., Шевченко В.В., Майбога В.А., Долаберидзе Г.П.* Тиристорное управление электрическим подвижным составом постоянного тока. М.: Транспорт, 1970. 240 с.
75. Соппротивление цифровое управляемое. В кн. Энциклопедия кибернетики. В 2-х книгах. Киев: Изд-во «Украинская советская энциклопедия», 1974, т. 2. с. 388.
76. *Лавров Л.Н.* Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1993. 216 с.
77. *Абугов Д.И., Бобылев В.М.* Теория и расчёт ракетных двигателей твёрдого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 272 с.
78. *Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В.* Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 328 с.
79. *Алиев А.М., Липанов А.М.* Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1995. 400 с.
80. *Соколов Б.И., Черенков А.С., Соломыков А.И.* Термодинамические и теплофизические свойства твердых ракетных топлив и их продуктов сгорания. М.: Мин-во обороны СССР, 1977. 316 с.
81. *Белов В.П.* Тепловая защита элементов конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2010. 51 с.
82. *Лазарев Л.П.* Оптико-электронные системы наведения. М.: Машиностроение, 1989. 512 с.

83. *Салахов Р.Р.* Теплообмен в зарубашечном пространстве авиационного поршневого двигателя и разработка адаптивной системы охлаждения с целью улучшения его характеристик на режиме прогрева. Дис. на соискание учен. степ. канд. техн. наук по спец. 01.04.14 и 05.07.05. Казань, 2015. 187 с.

84. Двигатели внутреннего сгорания. Системы поршневых и комбинированных двигателей. Под ред. А.С. Орлина и М.Г. Круглова. М.: Машиностроение, 1985. 456 с.

85. *Керимов З.Х.* Трехмерная математическая модель теплообменных процессов в цилиндре поршневого двигателя на тактах выпуска и сжатия // Вестник Уфимского госуд. авиац. техн. ун-та (УГАТУ), т. 15, №3(43), 2011. С. 42-47.

86. *Бабкин В.* Технологии ЦИАМ для вертолетной техники. [Электронный ресурс]. Код доступа: <https://glavportal.com/materials>.

87. *Осинов И.В., Ломазов В.С.* Разработка малоразмерных ГТД различного типа на базе унифицированного газогенератора // Авиационные двигатели, №4(5), 2019. С. 11-18.

Виктор Сергеевич Моисеев

**СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ
БЕСПИЛОТНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**

Подписано к печати 05.06.2020

Формат 60x84^{1/16}. Бумага офсетная.

Гарнитура «Times». Печать ризографическая.

Усл. печ. 16,5 л. Печ. 17,75 л. Тираж 100 экз. Заказ № 80.

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 978-5-00162-147-8



9 785001 621478 >