



# БИБЛИОТЕКА СТУДЕНТА

*В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, Л.И. Лосев*

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ**

**2003**

**МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ**  
**Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского**  
**«Харьковский авиационный институт»**

**В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, Л.И. Лосев**

## **ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ**

**Рекомендовано Министерством  
образования и науки Украины  
как учебник для студентов  
высших учебных заведений  
специальности «Самолеты и  
вертолеты» (направление  
«Авиация и космонавтика»).**

**Харьков «ХАИ» 2003**

УДК 629.735.45.01(075)

Проектирование вертолетов/ В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, Л.И. Лосев. -  
Учебник. - Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. -  
344 с.

ISBN 966-662-046-4

Изложены общие вопросы проектирования и устройства вертолетов основных схем. Дано описание выбора параметров вертолетов по уравнению существования и критерию минимума взлетной массы. Приведен числовой пример выбора параметров вертолета одновинтовой схемы средней массовой категории. Рассмотрены ограничения на параметры проектируемых вертолетов, а также особенности двухвинтовых машин. Представлены статистические материалы, используемые при проектировании вертолетов.

Для студентов, выполняющих курсовые и дипломные работы по проектированию вертолетов. Может быть полезен разработчикам винтокрылых аппаратов.

Ил. 159. Табл. 37. Библиогр.: 71 назв.

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.А. Богуслаев,  
д-р техн. наук, проф. В.Н. Буланов,  
д-р техн. наук, проф. С.А. Бычков

Гриф присвоен 29.01.2003 г.  
ученым советом университета (протокол №5)

ISBN 966-662-046-4

© Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт», 2003 г.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

|   |            |
|---|------------|
| <b>Введение</b> .....   | <b>6</b>   |
| <b>Раздел 1.</b> Общие вопросы проектирования вертолетов.....   | 8          |
| 1.1. Вертолет как объект проектирования.....  | 9          |
| 1.2. Краткий обзор развития методов проектирования.....   | 15         |
| 1.3. Общие и специальные требования к вертолету.....  | 17         |
| 1.4. Основные схемы вертолетов и обоснование их выбора.....   | 23         |
| 1.5. Критерии оценки эффективности и оптимизации параметров вертолета.....  | 26         |
| 1.6. Формирование массовых характеристик в процессе разработки.....   | 36         |
| 1.7. Сертификация вертолета как типа.....   | 42         |
| <b>Раздел 2.</b> Общее устройство вертолетов.....   | <b>46</b>  |
| 2.1. Конструктивные компоновки вертолетов и некоторые характеристики их схем.....   | 46         |
| 2.1.1. Одновинтовая схема с рулевым винтом.   | 50         |
| 2.1.2. Двухвинтовая соосная схема.....  | 55         |
| 2.1.3. Двухвинтовая продольная схема.....   | 84         |
| 2.2. Основные тенденции развития и применения вертолетов.....   | 97         |
| 2.3. Основные параметры и характеристики вертолетов.....  | 109        |
| <b>Раздел 3.</b> Проектирование вертолетов.....   | <b>111</b> |
| 3.1. Уравнения существования вертолетов различных схем.....   | 111        |
| 3.2. Исходные данные на проектирование.....   | 112        |
| 3.3. Выбор профиля лопасти.....   | 116        |
| 3.4. Определение окружной скорости несущего винта.....  | 121        |
| 3.5. Коэффициент заполнения несущего винта.....   | 125        |
| 3.6. Относительные массовые, геометрические и удельные характеристики агрегатов вертолета в принятом диапазоне удельных нагрузок..... | 126        |
| 3.6.1. Относительная масса конструкции планера.....   | 127        |
| 3.6.2. Потребная энерговооруженность вертолета.....   | 136        |
| 3.6.3. Относительная масса силовой установки.....   | 143        |

|  |     |
|--|-----|
| 3.6.4. Относительная масса топлива для одновинтовой, соосной и продольной схем.....  | 148 |
| 3.6.5. Рекомендации по определению массовых характеристик агрегатов сверхлегких вертолетов.....  | 148 |
| 3.7. Оборудование вертолетов.....  | 156 |
| 3.7.1. Общие положения.....  | 156 |
| 3.7.2. Массовые характеристики оборудования.....   | 159 |
| 3.8. Массовые характеристики вертолета и его агрегатов — необходимое условие выбора параметров.....                                    | 163 |
| 3.9. Выбор двигателя.....  | 169 |
| 3.9.1. Общие положения.....  | 169 |
| 3.9.2. Силовые установки с поршневыми двигателями.....   | 171 |
| 3.9.3. Силовые установки с турбовальными двигателями.....  | 173 |
| 3.9.4. Выбор двигателя.....  | 176 |
| 3.10. Соответствие удельной нагрузки и экстремума критерия оценки эффективности вертолета — достаточное условие выбора параметров..... | 180 |
| 3.11. Выбор технических характеристик вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом.....   | 183 |
| 3.11.1. Выбор параметров и расположения несущего винта.....  | 183 |
| 3.11.2. Выбор параметров и расположения рулевого винта.....  | 187 |
| 3.11.3. Выбор параметров и расположения хвостового оперения и крыла.....   | 191 |
| 3.11.4. Размеры фюзеляжа транспортного вертолета.....  | 193 |
| 3.11.5. Выбор параметров и расположения шасси .....  | 194 |
| 3.11.6. Массовая отдача.....   | 200 |
| 3.11.7. Энергетическое качество вертолета....  | 202 |
| 3.12. Центровка, компоновочная схема и общий вид вертолета.....  | 203 |
| 3.12.1. Центровка вертолета.....   | 203 |
| 3.12.2. Компоновка вертолета.....  | 207 |
| 3.12.3. Общий вид вертолета.....   | 211 |
| 3.12.4. Схема вычислений при выборе параметров вертолетов и их агрегатов (массовых групп).....   | 213 |

|   |            |
|---|------------|
| 3.13. Пример выбора параметров вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом средней массовой категории.....    | 214        |
| 3.13.1. Исходные данные.....  | 214        |
| 3.13.2. Выбор параметров.....   | 214        |
| 3.14. Ограничения при проектировании вертолетов, особенности вертолетов разных схем.....                        | 229        |
| 3.14.1. Ограничения при проектировании вертолетов.....  | 230        |
| 3.14.2. Особенности двухвинтовых вертолетов.....  | 237        |
| 3.14.3. Зависимость коэффициента индукции от скорости горизонтального полета для различных схем вертолетов..... | 241        |
| <b>Раздел 4. Некоторые вопросы работы двигателей на вертолете.....</b>  | <b>246</b> |
| 4.1. Характеристики мощности режимов полета вертолета.....  | 246        |
| 4.2. Совместная работа несущего винта и силовой установки.....  | 250        |
| 4.3. Зависимость характеристик ГТД от параметров атмосферы.....   | 255        |
| 4.4. Система питания топливом.....  | 257        |
| 4.4.1. Общие сведения.....  | 257        |
| 4.4.2. Высотность топливной системы.....  | 265        |
| 4.4.3. Дренажная система вертолета.....   | 270        |
| <b>Приложения.....</b>  | <b>272</b> |
| <b>Приложение 1.</b> Перевод единиц системы МКГСС и внесистемных единиц в единицы СИ.....                       | 272        |
| <b>Приложение 2.</b> Атмосфера стандартная и ее параметры по ГОСТ 4401-81.....                                  | 273        |
| <b>Приложение 3.</b> I. Аэродинамические характеристики профилей, применяемых для лопастей несущих винтов.....  | 276        |
| II. Геометрические характеристики профилей.....   | 280        |
| <b>Приложение 4.</b> Основные характеристики турбовальных двигателей.....                                       | 282        |
| <b>Приложение 5.</b> Схемы некоторых вертолетов.....  | 287        |
| <b>Приложение 6.</b> Статистические данные сверхлегких и легких вертолетов.....                                 | 312        |
| <b>Приложение 7.</b> Схемы некоторых сверхлегких и легких вертолетов.....                                       | 324        |
| <b>Библиографический список.....</b>  | <b>340</b> |

## ВВЕДЕНИЕ

Авиационная энциклопедия [3] рассматривает проектирование летательных аппаратов (ЛА) как "процесс выбора параметров (геометрических, массовых и др.) создаваемого ЛА, его компоновки и определения характеристик — функциональных, экономических и т.д. Основная задача проектирования — найти параметры ЛА, удовлетворяющие ограничениям, уравнениям существования (уравнениям компоновки) и обеспечивающие летные и другие характеристики ЛА, которые отвечают заданным техническим требованиям. Силы, действующие на ЛА, определяются его аэродинамикой, параметрами силовой установки, характеристиками аэроупругости и др. Эти силы, в свою очередь, накладывают требования на прочность ЛА и ограничения на динамику (механику) полета...".

Приведенные данные в основном определяют объем работ по проектированию ЛА, но не содержат рекомендаций по проектированию вертолетов, которые отличаются от самолетов специфическими особенностями.

За рубежом вертолет называют геликоптером. Такой термин в 1863 году предложил француз Густав де Понтон д'Амекур. Слово *геликоптер* образовано из двух греческих слов: "helix" — спираль, винт и "pterон" — крыло, перо; в переводе это означает *винтокрылый ЛА*.

Термин *вертолет*, по аналогии с понятием *аэроплан-самолет*, предложил Н.И. Камов в 1929 году для автожира. Конструктор стремился выразить в названии аппарата только ему присущие свойства: висеть в воздухе и перемещаться в любом направлении (вверх-вниз, вперед-назад, вправо-влево). Термин *вертолет* вошел в обращение в 1951 году, когда вертолет как ЛА нашел применение.

Первой публикацией, посвященной проектированию вертолетов, следует считать учебное пособие И.П. Братухина "Проектирование и конструкция вертолетов", изданное в 1955 году. В 2001 году появилось учебное пособие "Общее проектирование вертолетов" [14].

Предлагаемый учебник посвящен вопросам проектирования, выбору параметров вертолетов одновинтовой, соосной и продольной схем различных категорий, некоторым ограничениям проектирования, а также особенностям двухвинтовых вертолетов. Дан краткий обзор состояния развития вертолетостроения. Приведены приложения, в которых содержится материал, необходимый при изучении курса "Проектирование вертолетов".

Настоящая книга является продолжением учебного пособия [14]. Она дополнена материалами по вертолетам сверхлегкой и легкой массовых категорий:

- приведены алгоритмы определения массовых коэффициентов агрегатов в силу их естественного перетяжеления;

- приведен алгоритм вычисления массы оборудования с учетом ограничений по метеоусловиям и правил визуальных полетов;
- рассмотрен выбор двигателя;
- изложены статистические материалы по сверхлегким и легким вертолетам с маломощными поршневыми и газотурбинными двигателями.

Выбор параметров вертолетов определяется принятым критерием эффективности применения аппарата при безусловном выполнении уравнения его существования.

Известно [43], что параметры двигателя и вертолета должны быть согласованы таким образом, чтобы достигались наилучшие результаты по всему комплексу режимов, определяемых требованиями к вертолету. В этой связи в книге рассмотрены некоторые особенности работы двигателя на вертолете и алгоритмы вычисления параметров ряда систем силовой установки.

Работоспособность предлагаемой методики подтверждена на основании критерия минимума взлетной массы серийных вертолетов одновинтовой, соосной и продольной схем. За основу заданных на проектирование требований взяты реальные летно-технические характеристики (ЛТХ) вертолетов Ми-8, Ка-26 и СН-47С "Чинук".

Полученные результаты показали высокую сходимость параметров каждого вертолета с фактическими данными. Это явилось основанием для выбора параметров "новых" вертолетов различных схем при условии применения массовых формул, полученных на основе реальной статистики. В противном случае возможны противоречивые результаты, т.е. несоответствие коэффициентов параметров, изменение их влияния на массу части вертолета.

Предлагаемая методика выбора параметров и определения массы агрегатов и взлетной массы вертолетов, одобренная на "Научных чтениях", посвященных памяти академика Б.Н. Юрьева, нашла применение в учебном процессе Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ".

Авторы выражают признательность К.Ю. Вишнякову за оказанную им помощь при выполнении расчетов по выбору параметров вертолета.

## **Раздел 1. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТОВ**

Проектирование вертолета представляет собой процесс формирования технического облика будущей машины, обладающей необходимыми летно-техническими, эксплуатационными, экономическими и производственно-технологическими характеристиками. Основная задача проектирования вертолета — правильный выбор его схемы и параметров, разработка конструктивно-силовых схем и определение массово-жесткостных и геометрических характеристик. Поэтому с учетом физических, технических и временных ограничений проектирование вертолета превращается в итерационный процесс поиска компромисса между различными требованиями, обеспечивающими оптимальный выбор параметров.

Важным условием проектирования является удовлетворение требованиям, определяющим назначение, размерность, тип вертолета, его летные данные, конструктивные, эксплуатационные и экономические характеристики. Весь этот комплекс требований содержится в техническом задании на проектирование вертолета, составляющем вместе с "Нормами летной годности", "Авиационными правилами" ГОСТами и ОСТами основные нормативные документы, регламентирующие процесс создания вертолетов.

В учебном процессе проектирование вертолета имеет некоторые особенности. Студент, получив задание на проектирование в виде исходных данных, разрабатывает тактико-технические требования (ТТТ) на основе результатов обработки и анализа статистических материалов, дополняя исходные данные до состава ТТТ. Обоснованная разработка ТТТ является первым условием обеспечения удачных результатов проектирования.

Задача разработки тактико-технических требований и последующего проектирования усложняется противоречивостью мероприятий, необходимых для удовлетворения различных и весьма многочисленных требований, предъявляемых к летательному аппарату (ЛА). Проблема наиболее удачного разрешения этих противоречий определяет сложность проектирования ЛА.

Второй серьезной проблемой проектирования является вопрос с количественными соотношениями летно-технических данных разрабатываемого вертолета. Летные данные для проектируемого вертолета назначаются с учетом динамики развития этих показателей на не сколько лет вперед.

Этот круг вопросов можно разрешить только на основе анализа статистических данных вертолетов, подобных проектируемому. Составление статистических таблиц различных данных вертолетов не является такой простой задачей, как это кажется на первый взгляд. Здесь чрезвычайно важна достоверность используемых статистиче-

ских материалов. Нарушение этого правила приводит к непредсказуемым ошибкам.

Выбор схемы вертолета обусловлен тактико-техническими требованиями и состоянием развития авиационной науки и техники в период проектирования аппарата. В выборе схемы немаловажная роль принадлежит вопросу об эффективности применения аппарата, определяемой критерием оценки эффективности и оптимизации параметров вертолета. Этот критерий позволяет на начальном этапе проектирования установить наиболее целесообразное сочетание параметров и характеристик вертолета на основе баланса масс его весовых групп и агрегатов.

### 1.1. Вертолет как объект проектирования

Вертолеты относятся к классу летательных аппаратов, в которых используется аэродинамический принцип полета. Они расходуют энергию, запасенную в топливе, для создания подъемной и движущей сил, а также управляющих сил и моментов, с помощью воздушной среды. Этот тип летательных аппаратов обладает огромным потенциалом дальнейшего развития, так как освоенная область скоростей и высот полета, в которой возможна реализация аэродинамического принципа полета, очень мала, а хозяйствственные и другие потребности в таких аппаратах постоянно возрастают.

Как объект проектирования современный вертолет представляет собой сложную техническую систему с развитой иерархической структурой, большим числом элементов и внутренних связей, возрастающих примерно пропорционально квадрату числа элементов.

В любом вертолете можно выделить ряд функциональных подсистем, определяющих в совокупности его полезные свойства. Каждая из таких подсистем может включать в себя комплекс простых и сложных систем и отдельных элементов.

Удобное для изучения и анализа расчленение вертолета на подсистемы не означает, что они полностью автономны. Системы вертолета взаимосвязаны и взаимообусловлены.

С другой стороны, вертолет сам по себе — это техническое устройство, не действующее вне производства. Как элемент более сложной системы, включающей в себя вертолеты и летные экипажи, технические средства и персонал для подготовки вертолета к полету и его обеспечение, вертолет способен выполнять определенные задачи. Следовательно, вертолет является подсистемой сложной системы более высокого иерархического уровня — авиационного комплекса, под которым понимается органическое сочетание людских и материальных ресурсов и действиями которого вырабатывается определенный полезный эффект. Авиационный комплекс, в свою очередь, является элементом транспортной или другой системы. Примерная схема

варианта организации транспортной системы с использованием вертолетов для перевозки грузов больших габаритов представлена на рис.1.1 [19].

Специфика вертолета как транспортного средства диктует необходимость широкого применения в процессе его создания автоматизированного проектирования, которое базируется на системном принципе проектирования. При системном подходе к проектированию формирование технического облика вертолета и его агрегатов осуществляется на основе комплексного расчетно-экспериментального метода с учетом:

- назначения, вариантов и условий его применения и эксплуатации;
- места аппарата в системе авиационного комплекса;
- ограничений, связанных с условиями конструирования, технологии, конструкционными материалами и др.;
- требований аэроупругости, прочности, долговечности, ресурса и массы и т.д.

На начальном этапе проектирования создание вертолета характеризуется разработкой его концепции, определением совокупности задач и способов их выполнения  $\bar{S}$  (в том числе и типовых профилей полета), условий функционирования  $\bar{Z}$ , критериев оценки эффективности и оптимизации параметров  $\bar{\Phi}(\bar{S}, \bar{Z}, \bar{p})$ , где  $\bar{p}$  — вектор параметров вертолета и его агрегатов (технический облик аппарата) [26]. В рамках принятой концепции формируются модели облика аппарата ( $\bar{p}$ ) и его функционирования ( $\bar{S}, \bar{Z}$ ), связывающие пространства  $\bar{S}, \bar{Z}, \bar{p}$  и их отображения на пространстве частных критериев (рис. 1.2) [26].

В качестве критериев оценки эффективности и оптимизации параметров вертолета могут быть использованы целевые функции  $W(\bar{\Phi})$ : например, топливная эффективность (для транспортных вертолетов), приведенная производительность (для вертолетов-кранов) и др.

Модель технического облика вертолета позволяет решить задачу разработки внешнего вида аппарата. Задача формируется как поиск совокупности его параметров  $\bar{p}$  (в рамках заданных ограничений), обеспечивающих достижение значений выбранный целевой функции  $W(\bar{\Phi})$ , близких к оптимальным в заданных условиях функционирования  $\bar{Z}$  на выбранной совокупности типовых задач  $\bar{S}$ .

Модель функционирования вертолета дает возможность оптимизировать совокупность типовых задач (профилей полета и областей применения) при заданных условиях функционирования  $\bar{Z}$  для анализируемых обликов вертолета.

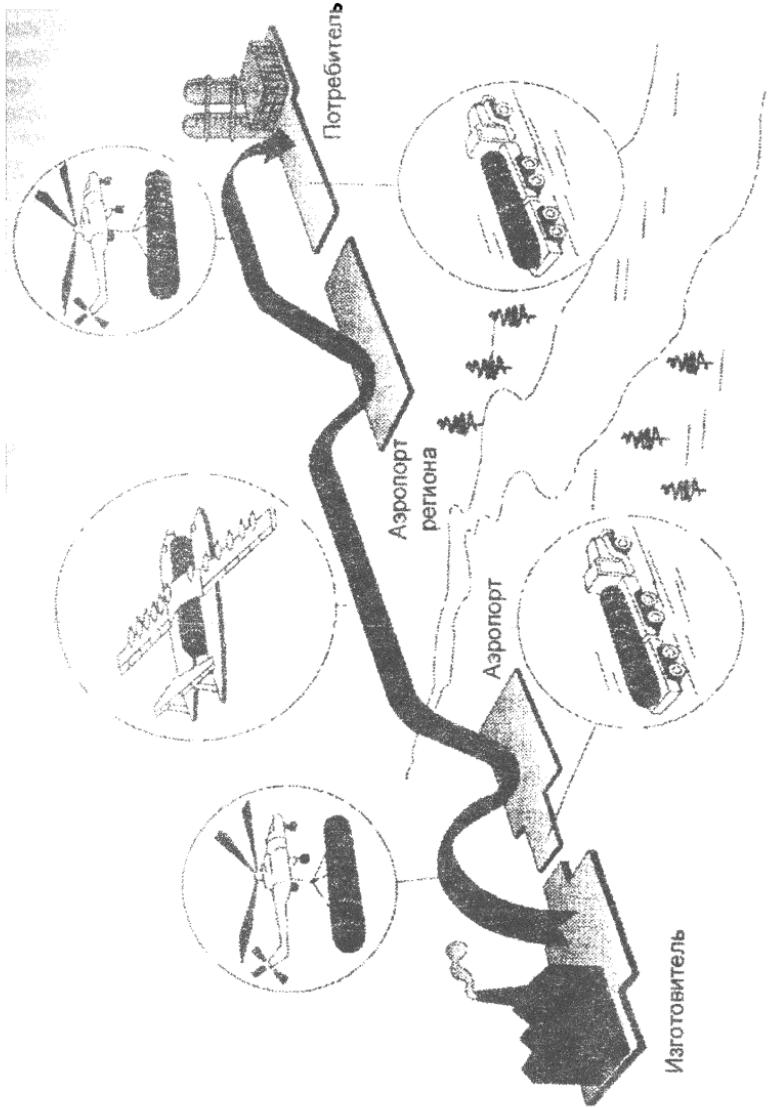


Рис. 1.1. Транспортная система для перевозки грузов больших габаритов

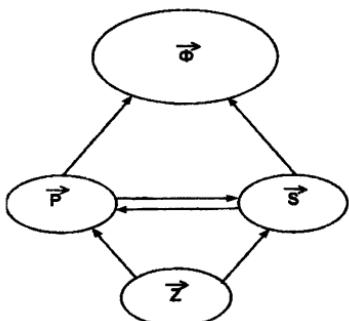


Рис. 1.2. Взаимосвязь параметров  $\bar{S}, \bar{Z}, \bar{p}$  и их отображение на пространство частных критериев  $\Phi$

Математические модели позволяют найти минимальный набор  $k$  независимых частных критериев эффективности  $\Phi(\Phi_1, \Phi_2, \dots, \Phi_k)$ . Совокупность этих частных критериев (при адекватном математическом описании задач) полностью определяет рассматриваемую целевую функцию  $W(\Phi)$  и область существования решения в пространстве  $\Phi$  (рис. 1.3).

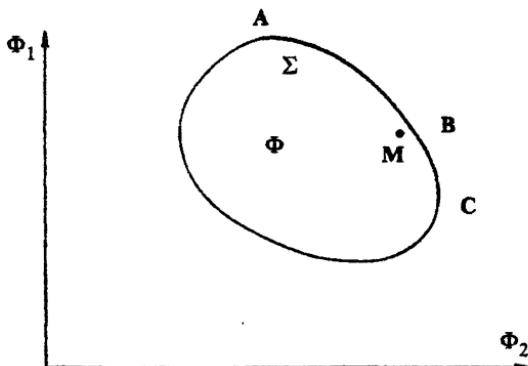


Рис. 1.3. Область существования решения в пространстве  $\Phi$

В общем случае создание вертолетного комплекса (ВК) как элемента большой системы проходит три стадии исследований и разработок: концептуальную, обликовую и проектную.

Таким образом, проектирование вертолета является нелинейной многопараметрической задачей. Решение этой задачи строится на итерационной процедуре, требующей взаимодействия многих различных организаций. Итерационную процедуру структуры  $W$  полезно представить таким образом, чтобы можно было в явном виде выделить совокупность технического совершенства вертолета (его систем и агрегатов) и критериев оценки соответствия технического облика вертолета комплексу задач и способов их выполнения.

Концептуальная стадия характеризуется разработкой и обоснованием тактико-технических требований, определяющих главную идею нового аппарата и его важнейшие ТТХ.

Обликовая стадия заключается в формировании в рамках выбранной концепции технического облика вертолета и состоит из выбора схемы и наиболее целесообразного сочетания основных ЛТХ вертолета и его систем, обеспечивающих выполнение ТТХ и высокие показатели эффективности применения. В процессе выполнения второй стадии возможны варианты технического облика аппарата с параметрами, обеспечивающими достижение ТТХ. В этом случае предпочтение отдается варианту с наилучшим значением принятого критерия. В качестве критерия часто используются минимальная масса аппарата либо его стоимость [51].

Проектная стадия включает в себя уточнение отдельных ТТХ, разработку, принятие технических решений и оценку их эффективности в процессе проектирования и конструирования аппарата, облик которого обоснован на второй стадии.

При этом под вертолетным комплексом условно понимают цикл исследований по определению концепции объекта проектирования, основных решаемых им задач и условий их выполнения, осуществлению оптимальной увязки систем, подсистем и элементов аппарата, оптимизации основных ТТХ и технического облика с учетом технических, производственных и экономических возможностей, определяющих перспективы развития вертолетной техники.

Несмотря на существенные отличия вертолета от других типов летательных аппаратов, процесс его проектирования и производства отвечает общей схеме создания авиационной техники. Основные этапы этой схемы:

- разработка тактико-технических требований к вертолету;
- разработка технических предложений (предварительное проектирование);
- эскизное проектирование и макетирование ЛА;
- рабочее проектирование, постройка опытного образца новой машины и его летные испытания.

Первый этап, часто называемый этапом внешнего проектирования, осуществляется совместно заказчиком и ОКБ. На этом этапе разрабатываются требования к новому вертолету и дается обоснование его основных характеристик. В этот период формируют и задают важнейшие летно-технические, эксплуатационные и экономические характеристики вертолета, входящие в ТТХ. Заканчивается этап созданием проекта ТТХ на разрабатываемый вертолет.

Второй этап начинается с проработки ТТХ в ОКБ. Для того чтобы требования были выполнимы и базировались на конкретных проработках, в конструкторском бюро обычно выполняют предварительный проект или, как это принято называть, разрабатывают техническое

предложение. Уже в процессе этой конструкторской проработки закладываются основные конструктивные, аэродинамические параметры и массовые характеристики будущего вертолета, его агрегатов и систем. На основе проработки уточняются некоторые положения ТТ с учетом реально существующих на данный момент времени возможностей промышленности. Выходной информацией этого этапа являются чертежи общих видов вертолета, а также документация о его технических, экономических и эксплуатационных характеристиках. На основании этих материалов принимается решение о целесообразности дальнейшей разработки проекта.

На этапе эскизного проектирования и макетирования разрабатываемого аппарата окончательно отрабатываются основные параметры вертолета, уточняются его отдельные системы, выполняется объемно-массовая и конструктивная компоновка аппарата с уточнением его центровки на основе полных расчетов масс агрегатов планера силовой установки, оборудования, снаряжения, грузов и т.д. В процессе эскизного проектирования обычно проводят широкие теоретические и экспериментальные исследования агрегатов и систем будущего вертолета с использованием аэродинамических труб, стендо-динамических испытаний, натурных стендов по отработке отдельных принципиально новых систем. Эта работа завершается созданием натурного макета вертолета, в котором производится окончательная увязка всех его агрегатов и систем. В процессе макетирования, выполняемого ОКБ совместно с заказчиком, составляется документ, который более полно определяет основные характеристики будущего вертолета. Этот документ позволяет конструктору перейти к завершающему этапу работы по созданию новой машины, который включает в себя рабочее проектирование, постройку опытных образцов нового вертолета и проведение их летных испытаний.

Рабочее проектирование обеспечивает практическую реализации заявленных параметров и характеристик вертолета. В его процессе создается вся техническая документация, необходимая для изготовления, сборки и монтажа как отдельных агрегатов и систем, так и всего вертолета в целом. Разрабатываются чертежи общих видов агрегатов вертолета, сборочные и деталировочные чертежи отдельных узлов, вся технологическая документация. Рабочее проектирование сопровождается большим объемом проверочных испытаний отдельных элементов конструкции и систем. При этом одновременно проводятся стендовые испытания систем оборудования, управления и жизнеобеспечения.

На основе результатов таких всесторонних испытаний выпускаются окончательные чертежи, по которым строят первые опытные экземпляры вертолета для проведения летных испытаний. В процессе летных испытаний выясняются дополнительные подробности, которые невозможно было предусмотреть заранее. Приходится уточнять

нагрузки на отдельные агрегаты; искать решения новых проблем, связанных с аэродинамикой, устойчивостью, условиями эксплуатации и т.д. Выполняя работы на этой стадии проектирования, конструкторы уже не могут изменить основные параметры разрабатываемого вертолета, поэтому главным содержанием работ этого периода является обеспечение намеченных ранее основных ЛТХ, в первую очередь массовых и аэродинамических. На этом этапе должно быть обеспечено выполнение заданных характеристик, определяющих технологическую, эксплуатационную и экономическую эффективность создаваемого вертолета.

## 1.2. Краткий обзор развития методов проектирования

В истории техники найдется немного примеров, когда от появления технической идеи до её практической реализации прошло бы так много времени, как это имеет место в развитии винтокрылых летательных аппаратов. Для вертолетостроения характерны периодическое повышение и ослабление интереса к вертолету как летательному аппарату, обусловленные возникающими проблемами, противоречиями и успехами в их разрешении. Это вызывает необходимость краткого рассмотрения закономерностей развития методов проектирования (табл.1.1) [15].

Анализ табл.1.1 показывает, что цель проектирования проходит путь от задачи осуществления вертикального полета до создания вертолета, являющегося сложной системой.

Методы проектирования вертолетов развивались по пути постепенного усложнения в зависимости от сложности задач и способов их решения. От метода проб и ошибок и практического конструирования проектирование пришло к многоэтапному множественно-итерационному процессу научно-исследовательского типа, использующему разветвленный математический аппарат и сложные технические средства и проводящемуся на высоком уровне абстрагирования.

В развитии методов проектирования следует назвать взаимосвязь проектирования вертолета с наукой. Вертолетостроение — одна из наиболее наукоемких отраслей машиностроения. Опыт создания вертолетов показывает, что по мере повышения их удельных параметров резко возрастает объем расчетных и экспериментальных работ.

При увеличении массовой отдачи свыше 40% предварительные расчетные исследования и конструкторские проработки становятся решающим фактором. В случае применения новых конструктивных решений возрастает также объем исследований, связанных с обеспечением высокой работоспособности новых конструкций.

Таблица 1.1

## Обзор развития методов проектирования вертолетов

| Стадии раз-<br>вития   | Границы<br>периода   | Характеристики периода   |  | Противоречия между целью и мето-<br>дом проектирования   |
|------------------------|--|--|--|--|
|                        |  | Цель проектиро-<br>вания   | Метод проектирования   |  |
| Становление            | <u>1-й период:</u><br>середина XIX в. —<br>начало XX в.      | Вертикальный<br>порывом вертолета  | Эвристический, практиче-<br>ское конструирование,<br>применение косвенных<br>аналогов, элементов инже-<br>нерного анализа                                | Отсутствие прямого аналога для вер-<br>толета сведило проектирование к прак-<br>тическому конструированию на основе<br>метода проб и ошибок; применение<br>косвенных аналогов; архимедов винт,<br>ветряная мельница, корабельный винт<br>и т.п.                  |
|                        | <u>2-й период:</u><br>начало XX в. —<br>начало 30-х гг.      | Вертикальный по-<br>лет; обеспечение<br>устойчивости,<br>управляемости, по-<br>садки с останов-<br>ленным двигателем | Эвристический, практиче-<br>ское конструирование, ис-<br>пользование статистиче-<br>ских данных самолето-<br>строения, элементы инже-<br>нерного анализа | Противоречия сводились к нарушению<br>трехступенчатости познания (от живого<br>созерцания — к абстрактному мышле-<br>нию и от него к практике) — отсутство-<br>вала первая ступень, противоречия<br>между целью (сложность задачи) и ме-<br>тодом проектирования |
| Совершенст-<br>вование | <u>3-й период:</u><br>начало 30-х гг. —<br>середина 60-х гг. | Повышение летных<br>характеристик  | Аналитический в сочетании<br>со статистическим (по мере<br>накопления статистических<br>данных по вертолетам)  | Малая весовая отдача, низкие ресурсы<br>агрегатов, высокая стоимость техниче-<br>ского обслуживания препятствовали<br>признанию и распространению верто-<br>летов  |
|                        | <u>4-й период:</u><br>середина 60-х гг. —<br>начало 80-х гг. | Улучшение ПТХ,<br>повышение эконо-<br>мичности эксплуа-<br>тации   | Оптимизация, элементы<br>системного проектирова-<br>ния, применение ЭВМ  | Удлинение сроков и повышение стои-<br>мости проектирования и изготовления<br>аппарата  |

Можно выделить основные направления исследований, характерные для проектирования нового вертолета [10]:

- выбор оптимальных параметров вертолета (проработка большого числа вариантов с варьированием важнейших параметров вертолета и его основных агрегатов);
- расчеты, связанные с обеспечением прочности и работоспособности конструкций и безопасности от различных видов автоколебаний;
- изучение возможности снижения переменных нагрузок и напряжений, устранения резонансов, создания конструкции с заданными характеристиками, увеличения ее динамической напряженности и пределов выносливости деталей из традиционных и новых материалов;
- оптимизация параметров основных агрегатов; результаты расчетов учитывают при определении параметров вертолета, а они, в свою очередь, влияют на характеристики агрегатов вертолета.

Большую ценность для рационального выбора основных параметров вертолета и конструктивных решений представляют результаты натурных летных исследований по отработке новых агрегатов и систем, а также параметрические исследования управляемости вертолета на летающих лабораториях с изменяемыми характеристиками.

Успешное проведение натурных исследований позволяет значительно снизить массу практически всех агрегатов и систем при сохранении высокого уровня безопасности их работы и большого ресурса.

Существует еще одна закономерность создания вертолета: ему предшествовало создание самолета, а затем и автожира. Сравнительная принципиальная простота конструкции последних ставит их по отношению к вертолету в положение экспериментальных образцов.

### **1.3. Общие и специальные требования к вертолету**

Важным условием проектирования является удовлетворение требований, определяющих назначение, размерность, тип вертолета, его летные данные, конструктивные, эксплуатационные и экономические характеристики и т.д. Весь этот комплекс требований содержится в техническом задании на проектирование вертолета, составляющем вместе с "Нормами летной годности гражданских вертолетов СССР" (НЛГВ), "Авиационными правилами" (АП), ГОСТами, ОСТами и т.п. основные нормативные документы, регламентирующие процесс создания вертолетов.

Требования, предъявляемые к проектируемым вертолетам, условно можно разделить на две группы:

– общие требования, определяющие уровень технического совершенства вертолетов;

– специальные требования, позволяющие наиболее полно выполнить поставленные перед проектируемым вертолетом задачи.

Общие требования к вертолетам наиболее полно изложены в НЛГВ [53] и АП [52].

Нормы летной годности вертолетов — это свод государственных требований к летной годности гражданских летательных аппаратов (ЛА), направленных на обеспечение безопасности полетов. Летная годность ЛА определяется его способностью совершать безопасный полет во всем диапазоне установленных для него ожидаемых условий эксплуатации с учетом нормального функционирования остальных компонентов авиационной транспортной системы (АТС).

Требования к летной годности вертолетов, так же как и самолетов, основываются на нормировании вероятностей возникновения опасных для жизни людей катастрофических и опасных ситуаций при отказах различных агрегатов и бортовых систем.

В Нормах летной годности гражданских вертолетов принято, что вероятности аварийных (а.с) и катастрофических (к.с) ситуаций не должны соответственно превышать:

– для единичного отказа системы

$$P_{a.c} \leq 10^{-6}, \quad P_{k.c} \leq 10^{-8};$$

– для возможной совокупности отказов систем

$$P_{a.c} \leq 10^{-5}, \quad P_{k.c} \leq 10^{-6}.$$

Исходя из этих положений, устанавливают требования к летным и взлетно-посадочным характеристикам вертолета в случае отказов функциональных систем при возможных изменениях летных характеристик в процессе эксплуатации.

Первое издание "Норм летной годности гражданских вертолетов СССР" [53] для вертолетов взлетной массы не менее 10000 кг появилось в 1971 г. Его основные требования:

- к обеспечению безопасности полета;
- к летным характеристикам, устойчивости и управляемости вертолета;
- к прочности конструкции вертолета;
- к конструкции вертолета, его системам и агрегатам;
- к двигателю, трансмиссии, системам и агрегатам;
- к системам силовой установки и противопожарной защиты вертолета;
- к оборудованию вертолета и двигателю и др.

Выполнение требований НЛГВ обязательно при проектировании, производстве, испытаниях, сертификации, допуске к эксплуатации, ремонте, экспорте и импорте гражданской авиатехники, а также при

разработке государственных и отраслевых стандартов, технических требований и заданий. Контроль за выполнением НЛГВ осуществляется авиационными регистрами. Отступления от отдельных требований НЛГВ допускаются, если их невыполнение компенсируется другими мерами, обеспечивающими эквивалентный уровень безопасности.

Существуют международные стандарты летной годности и национальные НЛГВ. Международные стандарты и рекомендации летной годности разработаны ИКАО и впервые опубликованы в качестве Приложения к Чикагской конвенции. Приложение включает в себя стандарты летной годности широкого плана и служит основой для разработки национальных НЛГВ, которые обязано иметь каждое государство — член ИКАО.

Страны-члены ИКАО имеют свои национальные НЛГВ или распространяют на свою гражданскуюaviateхнику действие НЛГВ одной из передовых авиационных держав. Среди зарубежных НЛГВ наиболее используемые нормы США — Federal Aviation Regular (FAR).

“Нормы летной годности винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории” [52] являются составной частью авиационных правил (АП 29).

#### Структура и содержание АП 29:

А — общие положения: применимость; специальные требования, имеющие обратную силу;

В — полет: летные данные, полетные характеристики, характеристики управляемости на земле и на воде, разные летные требования;

С — требования к прочности: нагрузки в полете, нагрузки на поверхности и системы управления, нагрузки на земле, нагрузки на воде, требования к основным элементам конструкции, условия аварийной посадки, оценка усталостной прочности;

Д — конструкция и изготовление: винты, системы управления, шасси, поплавки и корпуса лодок, размещение людей и груза, пожарная защита, средства крепления внешнего груза, разное;

Е — силовая установка: системы привода винта, топливная система, агрегаты и элементы топливной системы, масляная система, система охлаждения, система подачи воздуха, выхлопная система, органы управления и агрегаты силовой установки, пожарная защита силовой установки;

Ф — оборудование: приборы и установка, электрические системы и оборудование, освещение, оборудование, обеспечивающее безопасность, оборудование различного назначения;

Г — дополнительные требования к летной годности оборудования;

И — эксплуатационные ограничения и информация: эксплуатационные ограничения, маркировка и таблички, руководство по летной эксплуатации винтокрылого аппарата;

К — специальное авиационное правило: ограниченная эксплуатация винтокрылого аппарата согласно правилам полетов с использованием приборов.

В 1998 г. был разработан проект АП (часть 27) "Нормы летно-годности винтокрылых аппаратов нормальной категории" для вертолетов взлетной массы 2720 кг и менее [2].

*Специальные требования* к проектируемому вертолету определяют его целевое назначение, летно-технические, эксплуатационные и технико-экономические характеристики, т.е. тактико-технические требования. В ТТТ содержатся все важнейшие характеристики будущего вертолета, включая его назначение, грузоподъемность, размеры грузовой кабины, число и тип двигателей, дальность или продолжительность полета на каком-то режиме, состав членов экипажа. Указываются также летные характеристики (статический и динамические потолки, крейсерская и максимальная скорости, скороподъемность времени набора рабочей высоты, дальность полета). Кроме летно-технических характеристик в ТТТ приведены требования эксплуатационного характера: требуемый ресурс основных агрегатов (общий межремонтный), трудоемкость технического обслуживания, периодичность основных регламентных работ и т.п. В зависимости от назначения и класса вертолета в ТТТ задаются также специальные требования к условиям эксплуатации вертолета, специфическим режимам полета, составу оборудования и т.д. Таким образом, проектируемый вертолет (исключая конструктивные формы) полностью определяется задаваемыми тактико-техническими требованиями, которые наиболее полно изложены в техническом задании (ТЗ) на разработку нового вертолета, являющимся основным документом, определяющим проектно-конструкторскую проработку нового летательного аппарата.

Успешное проектирование вертолета возможно в том случае, если конструктор имеет четкое представление о стоящей перед ним задаче и знает, какими параметрами и характеристиками должен обладать проектируемый вертолет. Ответ на эти вопросы дает изучение тактико-технических требований организаций-заказчика, а в учебно-процессе — разработка ТТТ на основе исходных данных на проектирование и результатов обработки и анализа статистических материалов.

В каждом случае, в зависимости от назначения вертолета и условий его эксплуатации, требования могут носить различный характер, но в них следует ставить задачу создания вертолета, имеющего более высокий уровень технических и экономических показателей по сравнению с существующими машинами того же класса. При этом необходимо учитывать, что чрезмерность предъявляемых к вертолету требований приводит к ухудшению массогабаритных и других характеристик и, как правило, к снижению эффективности вертолета. На-

пример, повышение массовой отдачи вертолета является важнейшим средством увеличения статического потолка и приведенной производительности транспортного вертолета. Однако увеличение статического потолка до 3000 м в стандартных условиях требует увеличения установленной мощности двигателя в 1,5 раза по сравнению с потолком, равным нулю. При этом за счет большой степени дросселирования двигателя на крейсерском режиме удельный расход топлива возрастает на 10% (при высоте полета 500 м). Кроме увеличения расхода топлива, установка более мощных двигателей приведет к утяжелению основных механических агрегатов и снижению дальности полета [10].

При разработке ТТТ необходимо исходить из современных тенденций использования вертолета определенного назначения, учитывать требования, изложенные в государственных и отраслевых стандартах.

В тактико-технических требованиях должны быть сформулированы и обоснованы [55]:

- назначение вертолета, основные и вспомогательные задачи, решаемые вертолетом;
- летно-тактические и технические параметры и характеристики;
- условия эксплуатации и применения;
- требования к целевой нагрузке вертолета (перечень грузов, масса, габариты), размерам грузовой и пассажирской кабин, дверей, люков;
- требования к составу экипажа и др.

Для облегчения обоснования разрабатываемых в учебном процессе ТТТ ниже приведено примерное содержание вопросов, подлежащих рассмотрению.

**Назначение вертолета.** Основное назначение вертолета указывается в исходных данных на проектирование. Здесь необходимо обосновать целесообразность его создания, разработать и привести другие возможные варианты применения вертолета, кратко описать условия его эксплуатации.

**Летные характеристики.** Летные характеристики задаются следующими исходными данными:

1. **Дальность (продолжительность) полета.** При этом дальность полета определяется назначением и вариантами применения проектируемого вертолета. Необоснованно завышенные требования к дальности полета могут повлечь за собой перетяжение вертолета и ухудшение его маневренных свойств.

Для расчета потребного объема топливных баков при длительном полете необходимо указать перегоночную или максимальную дальность при соответственно сниженной нагрузке. В ряде случаев

может быть задана не дальность, а продолжительность полета на определенном режиме.

2. *Высоты статического и динамического потолков.* Высоты статического и динамического потолков вертолета назначают на основе изучения географических характеристик тех районов, где его применяют и базируют.

Как и при назначении дальности полета, не рекомендуется принимать необоснованно завышенные значения высот.

В тех случаях, когда вертолет предполагают эксплуатировать в горной местности, может быть задана высота статического потолка с учетом влияния близости земли.

3. *Максимальная скорость полета.* Максимальная скорость полета назначается с учетом статистических данных о вертолетах предполагаемой схемы. При этом следует иметь в виду, что максимальная скорость современных вертолетов в большинстве случаев определяется не располагаемой мощностью силовой установки, а ограничениями, накладываемыми аэродинамическими особенностями несущих винтов. Поэтому для получения высоких скоростей полета необходимо применять специальные конструкции несущих винтов или другие схемные решения и т. д. (вертолет с крылом, вертолет с убирающимся шасси, комбинированный вертолет и т.п.).

Наряду с максимальной скоростью указывают расчетную высоту полета на этом режиме.

**Устойчивость, управляемость и маневренность.** Требования к устойчивости, управляемости и маневренности определяются назначением вертолета и могут оказывать влияние на выбор его схемы, оборудования, а также конструкцию системы управления и несущего винта.

**Безопасность полета.** Обеспечение безопасности полета является основным и безусловным требованием к любому летательному аппарату. Оно удовлетворяется при наличии у вертолета двух и более двигателей. В этом случае задают требование выполнения горизонтального полета с одним остановленным двигателем на высоте, которая должна быть не ниже заданной. Эта высота назначается с учетом рельефа местности и должна превышать высоту возможных посадочных площадок в основных районах базирования. Дополнительно указывают и обосновывают:

- минимально допустимую скорость при вертикальном взлете;
- максимально допустимую вертикальную составляющую скорости приземления при снижении вертолета на режиме самовращения несущего винта.

**Оборудование.** Кроме обязательного комплекта пилотажно-навигационных приборов и приборов контроля работы силовой уст-

ловки и трансмиссии на вертолете, в зависимости от его назначения, может быть установлено самое разнообразное радиоэлектронное и специальное оборудование. Желательно иметь перечень оборудования с указанием массы, габаритов и посадочных мест.

**Требования к конструкции и эксплуатационной технологичности.** Здесь должны быть освещены:

- конструктивно-силовые схемы и применяемый материал основных элементов конструкции;
- условия обзора из кабины экипажа, компоновка грузовых отсеков и обеспечение жизнедеятельности экипажа;
- требования к габаритам отдельных частей вертолета, обеспечивающие возможность его перевозки наземными или другими видами транспорта.

Следует уделять внимание требованиям эксплуатационной технологичности, определяющим приспособленность конструкции к техническому обслуживанию и ремонту в условиях эксплуатации: доступность к узлам и агрегатам, легкосъемность и взаимозаменяемость, автоматический контроль и т.д. Оговариваются также требования к загрузке и разгрузке грузов, перевозимых в грузовой кабине или на внешней подвеске, к фиксации груза во время полета. Требования к пассажирским кабинам определяются соответствующими санитарно-техническими нормами [53, 52].

**Прочность и ресурс агрегатов.** Требования к статической и динамической прочности конструкции должны соответствовать нормам прочности вертолетов. При выборе требований к ресурсу основных агрегатов следует исходить из достигнутого к настоящему времени его уровня с учетом конструктивных и технологических особенностей, позволяющих обеспечить выполнение заданных требований.

**Состав экипажа.** На основе анализа решаемых задач и вариантов применения и эксплуатации вертолетов аналогичного назначения должен быть обоснован количественный состав экипажа.

#### **1.4. Основные схемы вертолетов и обоснование их выбора**

Вертолеты классифицируют главным образом по способу уравновешивания реактивного момента НВ. В соответствии с этим различают следующие схемы вертолетов: одновинтовая с рулевым винтом, двухвинтовые (соосная, продольная и поперечная), многовинтовая и др. (рис.1.4).

Основные преимущества и недостатки наиболее применяемых схем приведены в табл.1.2.

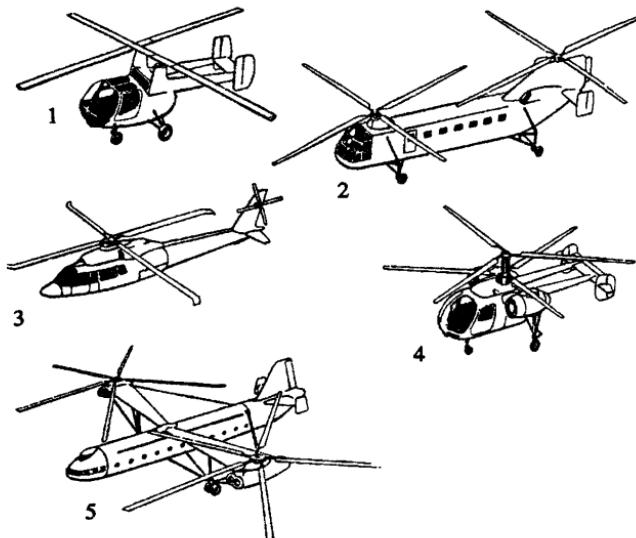


Рис. 1.4. Основные схемы вертолетов:

- 1 — с перекрещивающимися осями винтов; 2 — продольная;  
3 — одновинтовая; 4 — соосная; 5 — поперечная

Таблица 1.1

Преимущества и недостатки различных схем вертолетов

| Преимущества   | Недостатки  |
|--|---|
| Одновинтовая схема с рулевым винтом  |   |
| Простая конструкция<br>Простая система управления<br>Относительно низкая стоимость   | Потеря мощности на хвостовой винт<br>Узкий диапазон возможных центровок<br>Длинная хвостовая балка, увеличивающая габариты вертолета и опасность задевания при эксплуатации   |
| Двухвинтовая соосная схема   |   |
| Относительно меньшее лобовое сопротивление благодаря короткому фюзеляжу хорошей формы<br>Малые габариты  | Сложная система управления и трансмиссия<br>Вредное взаимовлияние несущих винтов<br>Недостаточная устойчивость пути<br>Опасность столкновения двух винтов   |
| Двухвинтовая продольная схема  |   |
| Хорошая продольная устойчивость<br>Широкий диапазон центровок<br>Хорошая массовая отдача при полете на относительно малые дальности<br>Большая полезная емкость фюзеляжа | Сложная система трансмиссии и управления<br>Большие индуктивные потери при полете с горизонтальной скоростью<br>Необходимость синхронизации вращения несущих винтов<br>Сложная посадка с планирования на самовращающихся винтах |

В практике мирового вертолетостроения наибольшее распространение получили вертолеты одновинтовой схемы (около 95%). Такое однообразие схемного парка вертолетов объясняется, видимо, тем, что на современном этапе развития авиационной науки и техники достоинства одновинтовой схемы оказываются весомее преимуществ других схем вертолетов и ее собственных недостатков.

Меньшее распространение получили соосная и продольная схемы вертолетов.

Выбор схемы вертолета из отмеченного их многообразия определяется назначением летательного аппарата, эффективностью его применения, необходимостью выполнения тех или иных тактико-технических требований и их противоречивостью, а также непрерывным ростом возможностей удовлетворения этим требованиям. Выбранная схема вертолета и его параметры должны отвечать некоторому критерию оценки эффективности.

В зависимости от назначения вертолета при его проектировании предпочтение отдается тому или иному критерию, например: максимальной надежности и экономичности в эксплуатации, простоте конструкции и низкой стоимости вертолета, большой дальности полета или длительному висению, малой скорости и дальности и т.п. При этом во всех случаях остается обязательным выполнение условия обеспечения минимальной взлетной массы вертолета.

Сравнение статистических данных вертолетов легкой и средней массовых категорий одновинтовой и соосной схем показывает, что по своим характеристикам они различаются не столь существенно, чтобы можно было выделить лучшую схему. Это подтверждает тезис о возможности создания вертолета по разным схемам с близкими характеристиками на одно и то же задание [17]. Однако этот вывод нельзя отнести к вертолету продольной схемы, так как создание последнего сопровождается ростом взлетной массы и увеличением потребной мощности силовой установки.

В этих условиях отсутствие примера создания вертолета соосной схемы в тяжелой массовой категории позволяет предположить, что одновинтовая схема может быть целесообразной и для вертолетов большей размерности. Подтверждением этого является опыт создания самого грузоподъемного в мире серийного вертолета Ми-26.

"Лучшую" схему окончательно выбирают, исходя из конкурирующих вариантов схем на основе оптимизации и последующего всестороннего анализа каждого из них. Критерием выбора могут быть только комплексные оценки типа "эффективность — стоимость". В качестве оценочных критериев выбора схемы могут быть приняты минимальная взлетная масса (целесообразная весовая отдача), максимальная производительность и т.п., а в качестве ограничений — ЛТХ, задаваемые ТТТ, и другие факторы.

Таким образом, задачу выбора целесообразной схемы вертолета следует решать исходя из основного его назначения, выполнения заданных ТТТ при минимальной взлетной массе вертолета и с учетом принятого критерия оценки эффективности путем сравнения проектов летательных аппаратов различных схем. В выборе схемы вертолет имеют значение также традиции и возможности конструкторских организаций (фирм), создающих вертолет.

В общем случае сравнительный анализ различных проектов летательных аппаратов должен проводиться с учетом таких характеристик [51], как:

- 1) соответствие полученных летных данных заданным;
- 2) масса конструкции и величина перевозимого груза;
- 3) возможность обеспечения требуемой прочности и надежности конструкции;
- 4) устойчивость и управляемость летательного аппарата;
- 5) безопасность при полетах на рассматриваемых летательных аппаратах;
- 6) трудоемкость конструирования в сопоставлении ее с возможностями выполнения;
- 7) сложность проблем, которые должны быть решены;
- 8) степень риска невыполнения задания из-за непредвиденных обстоятельств;
- 9) степень сложности и стоимость производства;
- 10) эксплуатационные данные;
- 11) экономичность летательного аппарата.

## 1.5. Критерии оценки эффективности и оптимизации параметров вертолета

При проектировании в числе многих возникают два вопроса:

- какие сочетания параметров и характеристик могут быть реально осуществлены в проекте;
- какое сочетание параметров и характеристик для проектирования объекта является целесообразным.

Если на первый вопрос ответ может быть найден из анализа уравнения баланса масс (уравнения существования) объекта, то на второй вопрос можно получить множество ответов в зависимости от используемого критерия оценки эффективности объекта проектирования и оптимизации его параметров.

В соответствии с классификацией вертолета (рис. 1.5) [36] его взлетную массу можно записать в виде уравнения баланса масс:

$$m_0 = m_{пп} + m_{с.у} + m_T + m_{ц.и} + m_{зк} + m_{об}, \quad (1.1)$$

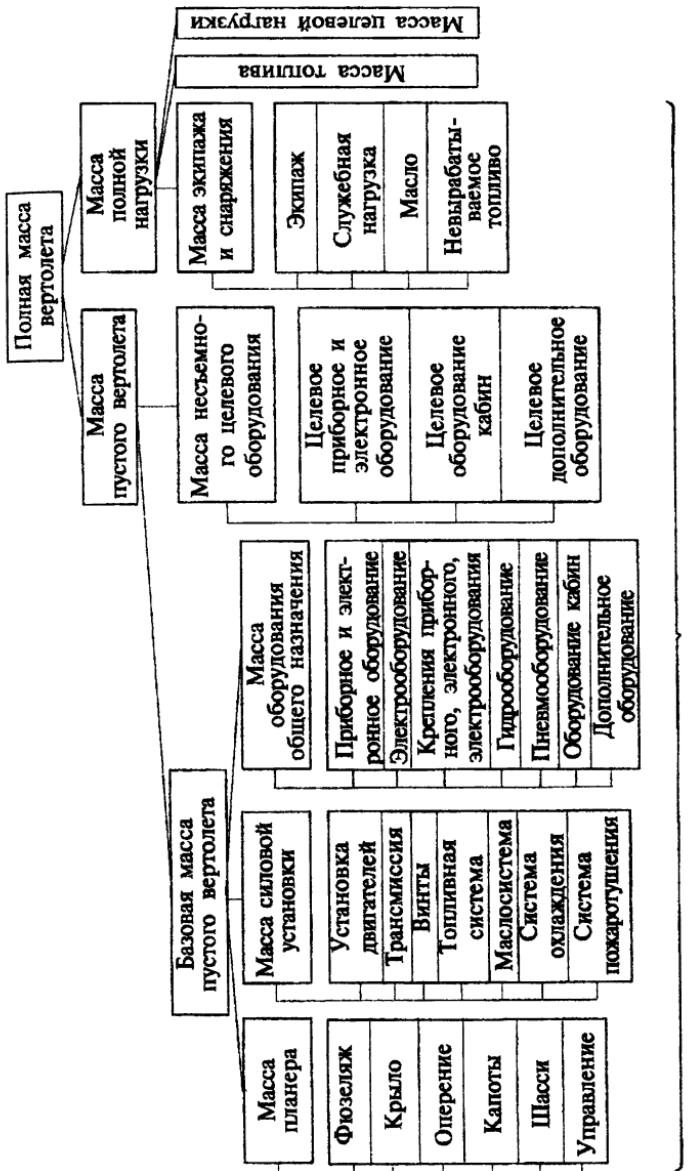


Рис. 1.5. Вариант классификации вертолета по его массе

где  $m_{пл}$ ,  $m_{с.у}$ ,  $m_T$ ,  $m_{ц.н}$ ,  $m_{эк}$  и  $m_{об}$  — соответственно массы конструкции планера, силовой установки, топлива, целевой нагрузки, экипажа и оборудования.

Полагая  $m_{ц.н}$  и  $m_{эк}$  заданными, а  $m_{об}$  определенной назначениями и условиями эксплуатации вертолета, получим уравнение баланса масс в относительной форме:

$$1 = \bar{m}_{пл} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T + \bar{m}_{ц.н} + \bar{m}_{эк} + \bar{m}_{об}, \quad (1.2)$$

где  $\bar{m}_{пл}$ ,  $\bar{m}_{с.у}$ ,  $\bar{m}_T$  — относительные массы планера, силовой установки, топлива;  $\bar{m}_{пл} = m_{пл} / m_0$ ,  $\bar{m}_{с.у} = m_{с.у} / m_0$ ,  $\bar{m}_T = m_T / m_0$ .

Как показано в работе [16], уравнение баланса масс, если его слагаемые выразить через параметры летательного аппарата и двигателя, а также через аэродинамические и летно-технические характеристики, то оно преобразуется в уравнение, отображающее связь взаимную обусловленность свойств аппарата. Каждое из слагаемых уравнения связано с теми или иными параметрами и характеристиками ЛА.

В общем случае выражение (1.2) можно записать:

$$\begin{aligned} 1 = & f_1(x_1, x_2, x_3, \dots) + f_2(y_1, y_2, y_3, \dots) + \\ & + f_3(z_1, z_2, z_3, \dots) + \frac{m_{сп} + m_{эк} + m_{об}}{m_0}, \end{aligned} \quad (1.3)$$

$$f_1(x_1, x_2, x_3, \dots) = \bar{m}_{пл};$$

$$\text{где } f_2(y_1, y_2, y_3, \dots) = \bar{m}_{с.у};$$

$$f_3(z_1, z_2, z_3, \dots) = \bar{m}_T;$$

$x_i (i = 1 \dots n)$ ,  $y_j (j = 1 \dots m)$ ,  $z_v (v = 1 \dots k)$  — совокупности параметров и характеристик вертолета и его агрегатов.

Уравнение (1.3) связывает в единое целое значения параметров и характеристик вертолета и называется уравнением его существования. Из него следует, что можно создать вертолет не с любыми сочетаниями его свойств, а лишь с определенными, удовлетворяющими этому уравнению. Вид функций  $f_1(x_i)$ ,  $f_2(y_j)$ ,  $f_3(z_v)$ , входящих в уравнение, может изменяться в зависимости от уровня науки и техники. Однако улучшение одних свойств неизбежно влечет за собой ухудшение других.

Особенность уравнения существования в том, что баланс масс летательного аппарата можно также рассматривать как баланс всех его свойств, как условие их количественной совместимости и, в конечном счете, как условие, определяющее возможность создания аппарата с заданным комплексом свойств. Иначе говоря, масса аппарата выступает как интегральное выражение всех его свойств.

Из уравнения существования следует, что массы ЛА и его групп являются эквивалентами совокупности соответствующих параметров аппарата и его агрегатов.

Из уравнения существования можно сделать следующие выводы [69]:

1. Возможность придания аппарату того или иного комплекса свойств имеет исторический характер, поскольку зависит от уровня совершенства конструкции с точки зрения ее массы.
2. Вертолет впервые мог быть создан лишь на определенном этапе совершенства его конструкции, позволившего выдержать баланс масс при соблюдении необходимого минимума летно-эксплуатационных свойств аппарата.
3. При заданном значении  $m_0$ , аппарат может обладать лишь определенным, ограниченным комплексом свойств.
4. При заданном значении  $m_0$  каждое свойство аппарата не может превысить свое предельное значение.
5. Все свойства аппарата количественно взаимоувязаны в том смысле, что при  $m_0 = \text{const}$  увеличение любого из них влечет за собой уменьшение других.
6. Специализация аппарата по назначению (скорости, дальности и т.д.) приводит к перераспределению массовой структуры аппарата.
7. Увеличение количества свойств, придаваемых аппарату, при прочих равных условиях ведет к росту его взлетной массы.

Уравнение существования ЛА не отвечает на вопрос о целесообразности применения величин выбранного комплекса параметров и характеристик вертолета. Для этого необходимо пользоваться определенным критерием оценки эффективности проектируемого вертолета и оптимизации его параметров.

Выполнение заданных требований к вертолету может быть достигнуто различными способами. Задача оптимального проектирования заключается в достижении желаемого результата наилучшим образом, обеспечивающим получение максимума (или минимума) некоторой целевой функции — критерия эффективности. Выбор критерия является сложной и ответственной задачей, так как не всегда возможно все многообразие параметров и характеристик вертолета свести к одному или нескольким показателям. Ошибки в выборе критерия приводят к излишним затратам сил и средств в процессе создания и эксплуатации вертолета из-за неправильной оценки объекта проектирования.

Классический подход к формированию критерия оценки эффективности летательного аппарата заключается в сопоставлении полезного эффекта от использования аппарата и затрат на реализацию этого эффекта.

В общем случае к критериям оценки предъявляются следующие основные требования [69]:

- критерий должен быть измеряемой (счетной) величиной, способ расчета которой известен;
- в критерии должны быть учтены основная цель, ради которой создается объект, а также условия и ограничения эксплуатации;
- критерий должен включать те параметры и характеристики объекта, влияние которых требуется оценить или которые необходимо оптимизировать;
- необходимо, чтобы на каждом этапе проектирования критерии были непротиворечивыми;
- желательно, чтобы на всех этапах проектирования критерий был единственным.

Последнее требование выражается в виде пожелания, так как иногда трудно отдать предпочтение какому-либо единственному критерию и необходимо знать решения по нескольким возможным критериям.

Анализ системы критериев оптимизации позволяет выделить три основных фактора, являющихся частными показателями оценки функциональной эффективности вертолета [67]:

- совершенство ЛА, характеризуемое соотношениями масс его частей;
- полетную производительность, характеризующую объем полезной работы, выполняемой аппаратом в единицу времени;
- топливную экономичность полета аппарата.

**Показатель совершенства**, оцениваемый через массовую отдачу, которая является одним из важных удельных параметров вертолета, довольно наглядно описывает это свойство конструкции. На пример, повышение массовой отдачи — важнейшее средство увеличения статического потолка и приведенной производительности транспортного вертолета.

Однако опыт проектирования ЛА показывает, что увеличение массовой отдачи — дело весьма тонкое и небезопасное. Просто снижение массы агрегатов часто приводит к снижению их прочности, что влечет за собой значительный объем доработок готовых машин, перетяжеление конструкции, невыполнение ЛТХ и, как правило, срыв сроков создания аппарата. Для обоснованного снижения массы конструкции вертолета необходимо знать, как влияют параметры и нагрузки на массу его агрегатов.

Можно выделить основные пути увеличения массовой отдачи [10]:

- выбор рациональной компоновки, силовой схемы вертолета и конструкции агрегатов;
- выбор оптимальных параметров вертолета и агрегатов;

- снижение действующих переменных напряжений в агрегатах;
- проектирование с использованием скрытых резервов прочности и устойчивости;
- проектирование с резервом масс;
- применение новых материалов;
- увеличение пределов выносливости деталей и агрегатов;
- повышение качества конструирования;
- применение эффективных систем стимулирования.

Различают следующие виды массовой отдачи [4,69]:

1) по полной нагрузке

$$\bar{m}_{n,n} = m_{n,n}/m_0 = \frac{m_0 - m_{n,уст}}{m_0} = 1 - \bar{m}_{n,уст}; \quad (1.4)$$

2) по целевой нагрузке (платной, коммерческой и др.)

$$m_{ц,n} = m_{ц,n}/m_0; \quad (1.5)$$

3) по полезной нагрузке

$$\bar{m}_n = m_n/m_0 = \frac{m_{ц,n} + m_T}{m_0} = \bar{m}_{ц,n} + \bar{m}_T; \quad (1.6)$$

4) по топливу

$$\bar{m}_T = m_T/m_0. \quad (1.7)$$

Все виды массовой отдачи связаны соотношением

$$\bar{m}_{n,n} = \bar{m}_{cl} + \bar{m}_n = \bar{m}_{cl} + \bar{m}_{ц,n} + \bar{m}_T, \quad (1.8)$$

где  $\bar{m}_{cl}$  — относительная масса служебной нагрузки вертолета,

$$m_{cl} = m_{cl}/m_0.$$

Как указано в работе [69], массовая отдача по целевой нагрузке является весьма показательной характеристикой, но она не учитывает различий в аэродинамическом качестве и в удельном расходе топлива двигателей сравниваемых аппаратов.

Критерий массовой отдачи по полной нагрузке в виде (1.4) позволяет выйти на минимум взлетной массы объекта проектирования. Минимум взлетной массы соответствует уравнению баланса масс (1.3) и обеспечивает такое сочетание параметров и характеристик частей аппарата, при котором выполняются тактико-технические требования. Такое утверждение основывается на том, что характеристики масс частей аппарата являются эквивалентами совокупностей соответствующих параметров и свойств аппарата и его агрегатов.

**Полетная производительность.** Общая целевая возможность вертолета как транспортного средства характеризуется зависимостью массы целевой нагрузки от дальности полета  $m_{ц,n} = f(L)$ . Эта зависимость определяет объективные показатели транспортной эффективности:

- произведенную работу при полете на заданную дальность

$$A = m_{ц,n} \cdot g \cdot L; \quad (1.9)$$

- полетную производительность

$$\Pi = \frac{A}{t_{\text{пол}}} = m_{\text{ц.н.}} \cdot g \cdot V_{\text{ср}}; \quad (1.10)$$

- удельную производительность

$$\bar{\Pi} = \frac{\Pi}{m_0}, \quad (1.11)$$

где величины  $A$ ,  $\Pi$ ,  $\bar{\Pi}$  выражены соответственно в даН·км, даН·км/ч и (даН·км/ч)/кг;  $t_{\text{пол}}$  — общее время полета от взлета до посадки;  $V_{\text{ср}}$  — средняя скорость полета.

Полетная производительность

$$\Pi = m_{\text{ц.н.}} \cdot g \cdot K_v \cdot V_{\text{ср}} \quad (1.12)$$

является важнейшей составляющей общей производительности, зависящей от летно-технических характеристик и показателей массы ЛА; она характеризует его суммарные транспортные возможности в часах полетного времени, но не учитывает в явном виде аэродинамическое совершенство аппарата и топливную эффективность его двигателей. Кроме того, показатель производительности в виде (1.12) не позволяет сравнивать варианты проектируемого на одно и то же техническое задание вертолета из-за практически одинаковой производительности вариантов.

В выражении (1.12)  $K_v = V_{\text{ср}}/V_{\text{кр}}$  — коэффициент, учитывающий потери времени на маневрирование до взлета и после посадки, а также набор высоты и снижение. По данным ГосНИИ ГА,  $K_v = f(V_{\text{кр}}, L)$ .

рис. 1.6.

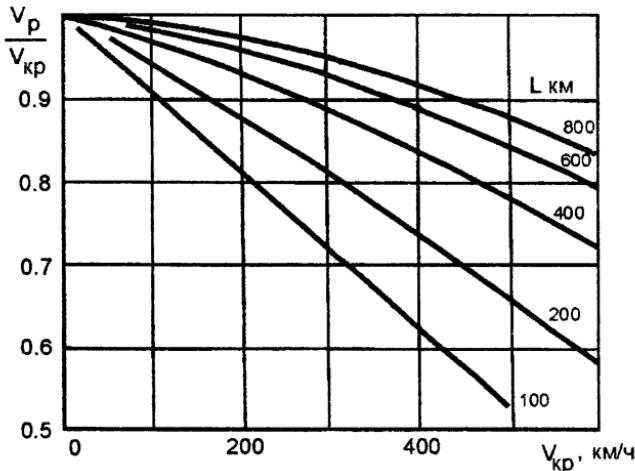


Рис. 1.6. Зависимость  $K_v = f(V_{\text{кр}}, L)$

**Топливная экономичность.** Наиболее значительным показателем топливной экономичности является количество топлива, затрачиваемое на единицу транспортной работы, в кг/даН·км [4]:

$$C_L = \frac{m_T}{m_{\text{ц.н.}} \cdot g \cdot L} = \frac{\bar{q}_k}{m_{\text{ц.н.}} \cdot g}, \quad (1.13)$$

где  $\bar{q}_k$  — относительный километровый расход топлива при полете на заданную дальность, кг/кг·км:

$$\bar{q}_k = \frac{m_T}{m_0 \cdot L}. \quad (1.14)$$

Показатель  $\bar{q}_k$  характеризует аэродинамическое качество, удельный расход топлива и потери мощности двигателей, но не учитывает совершенство аппарата с точки зрения его массы. Тем не менее возникает задача определения режимов полета, на которых величина  $C_L$  имеет минимальное значение.

Однако этот показатель не учитывает продолжительность выполнения транспортной работы. Два транспортных средства, например автомобиль при перевозках по бездорожью и винтовой самолет, могут иметь примерно одинаковые  $C_L$  [67], хотя время выполнения ими транспортной операции будет различаться в десятки раз. Поэтому весьма заманчиво найти такой показатель транспортной эффективности, который бы зависел от комплекса отмеченных выше частных показателей.

#### **Приведенная производительность вертолета:**

1. Обобщенным критерием, определяющим эффективность транспортных и пассажирских вертолетов, может быть критерий приведенной производительности [67], измеряемый в  $\frac{\text{даH}\cdot\text{км/ч}}{\text{кг/км}}$ :

$$\tilde{P} = \frac{\bar{P}}{\bar{q}_k} = \frac{K_V \cdot \bar{m}_{\text{ц.н.}} \cdot g \cdot V_{kp}}{\bar{m}_T / L}. \quad (1.15)$$

Критерий приведенной производительности характеризует в комплексе транспортную производительность, аэродинамическое качество, массовую отдачу вертолета по целевой нагрузке и экономичность расходования топлива его силовой установкой.

Физический смысл критерия (1.15) [67] показывает, какая производительность будет у условного вертолета, имеющего с проектируемым одинаковые крейсерскую скорость, совершенство по массе, удельные расходы топлива двигателей и аэродинамическое качество, но отличающегося по взлетной массе. Причем взлетная масса условного вертолета должна быть такой, при которой расход топлива на 1 км составит 1 кг.

При использовании критерия  $\tilde{P}$  все сравниваемые варианты приводят к одинаковым условиям сравнения — одинаковому километровому расходу за счет изменения взлетной массы.

По критерию приведенной производительности можно определить оптимальную дальность полета, сравнить различные варианты проектируемого транспортного вертолета и выбрать наиболее приемлемый из них.

По данным работы [67], значения критерия  $\tilde{P} \cdot 10^{-3}$  для вертолетов при дальности полета 300 км составляют: (Ми-4) — 35, (Ми-26) — 167, (Ми-8) — 157  $\frac{\text{даH}\cdot\text{км}/\text{ч}}{\text{кг}/\text{км}}$ . Для вертолетов, созданных в последние годы,  $\tilde{P} \cdot 10^{-3}$  равен 300...360  $\frac{\text{даH}\cdot\text{км}/\text{ч}}{\text{кг}/\text{км}}$ .

На рис. 1.7 в качестве примера показана зависимость приведенной производительности от дальности полета для вертолета Ми-6 [67].

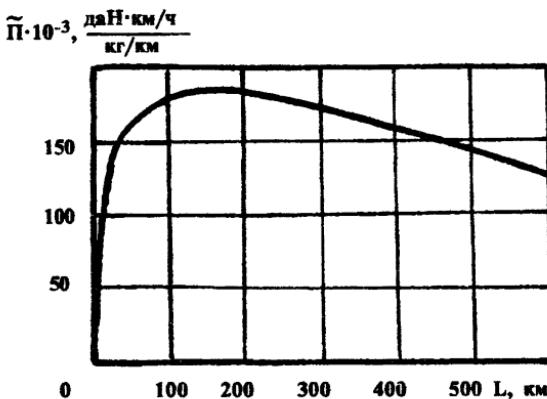


Рис. 1.7. Зависимость приведенной производительности  $\tilde{P} \cdot 10^{-3}$  от дальности полета для вертолета Ми-6

Выражение (1.15) может быть представлено в удобном для параметрических исследований виде для оценки влияния на  $\tilde{P}$  отдельных параметров, изменяемых при проектировании.

Известно, что часовой расход топлива для вертолета  $q_v$  можно выразить через удельный расход топлива двигателем  $C_e$  и мощность двигателя  $N_e$ :  $q_v = C_e \cdot N_e$ .

В установившемся полете  $N_p = N_n = \eta \cdot \zeta \cdot N_e$ , где  $N_p$ ,  $N_n$ ,  $N_e$  — располагаемая, потребная и эффективная мощности на валу двигателя.

еля соответственно;  $\xi$ ,  $\eta$  — коэффициенты использования мощности и КПД движителя.

$$\text{Тогда } q_v = \frac{C_e \cdot N_p}{\xi \cdot \eta} = \frac{C_e \cdot N_n}{\xi \cdot \eta}.$$

Километровый расход топлива для вертолета

$$q_k = \frac{q_v}{V} = \frac{C_{e_{kp}} \cdot N_n}{K_v \cdot V_{kp} \cdot \xi \cdot \eta} = \frac{C_e \cdot G_0}{0,27 \cdot K_v \cdot \xi \cdot \eta \cdot K}, \quad (1.16)$$

де  $C_{e_{kp}}$  — удельный расход топлива на крейсерском режиме,  $\frac{\text{кг}_{\text{топл.}}}{\text{кВт} \cdot \text{ч}}$ ;

$G_0$  — взлетный вес, даН·10<sup>3</sup>;  $K$  — качество летательного аппарата.

Переходя к рассмотрению удельной производительности вертолета и относительному километровому расходу топлива, критерий приведенной производительности для параметрических исследований можно записать:

$$\tilde{P} = 0,27 \cdot K_v^2 \cdot \frac{m_{ц,н} \cdot V_{kp} \cdot K \cdot \xi \cdot \eta}{m_0 \cdot C_{e_{kp}}}. \quad (1.17)$$

2. При использовании для транспортировки крупногабаритных грузов в качестве вертолета-крана транспортного вертолета эффективность его применения на таких работах может быть оценена выражениями (1.15) или (1.17).

Однако его применение для монтажных или крановых операций опряжено с выполнением работ главным образом на режиме висения с учетом условий обеспечения требуемой продолжительности висения и безопасности работ при отказе одного двигателя. Исходя из условий выполнения работы вертолетом-краном, можно выделить три варианта соотношений взлетной массы вертолета и соответственно полевой нагрузки:

- выполнение операции с использованием взлетной мощности двигателей. В этом случае необходимый цикл монтажных работ должен укладываться во времени, отведенном для непрерывной работы а взлетной мощности. При этом масса поднимаемого груза наибольшая;

- при использовании номинального режима работы двигателей масса груза будет меньше, чем в первом случае;

- при отказе одного двигателя масса поднимаемого груза определяется из условия работы оставшегося двигателя на максимально возможном режиме. В этом случае может оказаться, что масса полевой нагрузки будет близка к нулю.

Таким образом, критерий оценки эффективности работы вертолета-крана должен быть ориентирован на такие виды работ, которые выполняются главным образом на режиме висения.

В качестве критерия оптимизации параметров в этом случае может быть также использована удельная производительность  $\bar{P}_{kp}$ , которая для вертолета-крана выражается отношением относительно производительности  $\bar{P}_{kp} = K_T \cdot \frac{m_{ц.н}}{m_0} = K_T \cdot \bar{m}_{ц.н}$  к относительному часовому расходу топлива  $\bar{q}_v = q_v/m_0$  [67].

Приведенная производительность вертолета-крана

$$\tilde{P}_{kp} = \frac{\bar{P}_{kp}}{q_v} = K_T \frac{m_{ц.н}}{q_v}. \quad (1.18)$$

Используя зависимость между мощностью и весом аппарата в режиме висения (формула Вельнера), имеем

$$\tilde{P}_{kp} = 37,5 \cdot \eta_0 \cdot \xi \cdot K_T \frac{m_{ц.н} \sqrt{A}}{C_e \sqrt{p}}. \quad (1.19)$$

Здесь коэффициент  $K_T = T_{монтаж}/T_{пол}$  учитывает разницу между временем  $T_{монтаж}$ , затраченным на монтаж, и временем полета  $T_{пол}$ , включающим в себя затраты времени на маневрирование до взлета после посадки, а также время, необходимое для подлета к месту работы и возвращения обратно. Когда конкретные условия работы вертолета-крана неизвестны, то на основании статистики можно принять  $K_T=0,5$ .

## 1.6. Формирование массовых характеристик в процессе разработки

Любой массовый анализ начинается с деления массы летательного аппарата на основные группы и подгруппы. Это необходимо для проведения расчетов всех элементов летательного аппарата, а также его центровки, моментов инерции и контроля данных.

Проектирование любого летательного аппарата проводится максимальным использованием результатов анализа статистических материалов в пределах массовой категории объекта проектирования [14], осуществляющегося в соответствии с принятой классификацией структуры его массы [36].

Между тем публикуемые в различных изданиях массовые характеристики вертолетов иногда значительно отличаются между собой. Так, например, масса платной нагрузки не всегда соответствует указанной дальности полета, что затрудняет ее использование для оценки транспортных возможностей того или иного вертолета.

Это обусловлено также тем, что существуют различные понятия о массе пустого вертолета и массе полезной нагрузки: так, за рубежом массе полезной нагрузки относят часть съемного оборудования (в

России это оборудование обычно включают в массу пустого вертолета).

Анализ массовых характеристик зарубежных вертолетов может быть достаточно точным лишь при использовании их сводок, позволяющих установить, какое оборудование не включается в массу пустого вертолета.

Статистические данные должны содержать в хронологической последовательности информацию о вертолетах той же массовой категории, что и проектируемый. При этом предпочтение следует отдавать вертолетам, созданным в последние годы.

Параметры и характеристики вертолетов анализируемой выборки должны быть согласованы между собой. Недопустимо использование данных, относящихся к различным взлетным массам вертолетов; нельзя, например, применять материалы согласно варианту с максимальной полезной нагрузкой, а дальность полета принимать с дополнительным (за счет полезной нагрузки) количеством топлива и т.д.

Для обеспечения соответствия статистических данных исходным желательно придерживаться условного деления вертолетов по массовым категориям, как это показано в табл. 1.3.

Таблица 1.3

| Массовая категория вертолета | Сверхлегкий                                   | Легкий  | Средний                            | Тяжелый                             | Сверхтяжелый |
|------------------------------|---|---|------------------------------------|-------------------------------------|--------------|
| Взлетная масса вертолета, т  | до 1,5  | 1,5...6                                       | 6...25                             | 25...100                            | свыше 100    |
| Типы вертолетов              | Ka-8,<br>Ka-10,<br>Ka-15M,<br>Ka-18,<br>Mi-34 | Mi-1,<br>Mi-2,<br>Ka-26,<br>Ka-126,<br>Mi-34M | Mi-4,<br>Mi-8,<br>Ka-25K,<br>Ka-32 | Mi-6,<br>Mi-10,<br>Mi-10K,<br>Mi-26 | B-12         |

В табл. 1.4 дан образец деления вертолетов по массовым характеристикам, которое принято за рубежом.

Таблица 1.4

| Характеристика массы  | Тип вертолета       |                       |                       |                      |                      |                           |
|-----------------------|---------------------|-----------------------|-----------------------|----------------------|----------------------|---------------------------|
|                       | Легкий связной      | Легкий многоцелевой   | Легкий транспортный   | Средний транспортный | Тяжелый транспортный | Сверхтяжелый транспортный |
| Грузоподъемность, $m$ | 0,3<br>(2...4 чел.) | 1,0<br>(10...12 чел.) | 3,0<br>(25...30 чел.) | 6...8                | 20                   | 40                        |
| Полетная масса, $m$   | 1,5 ..2             | 3,5...4               | 10...12               | 20...30              | 50                   | 105                       |

С учетом указанных массовых категорий создаются различные варианты вертолетов специального назначения.

Работа со статистическими материалами показывает, что при их анализе необходимо строго придерживаться единого разделения вертолетов и их агрегатов на массовую категорию и принятую классификацию массы.

Основные факторы, способствующие развитию вертолетостроения [13]:

- поиск выхода из энергетического кризиса и отведение в этой связи вертолетам решающей роли в разведке и эксплуатации нефтяных месторождений;

- разработка новых систем оружия и использование вертолетов в качестве основных боевых ЛА, а не вспомогательных средств;

- расширение возможностей применения вертолетов в транспортных перевозках, а также в строительстве высоковольтных линий передач и др.;

- совершенствование конструкции и характеристик вертолетов, обеспечивающих уменьшение прямых эксплуатационных расходов на 25 %.

Статистические данные заносят в таблицу и обрабатывают. Анализ статистических данных позволяет:

- ознакомиться с летно-техническими, массовыми и геометрическими параметрами и характеристиками вертолетов и их агрегатов, параметрами силовых установок и др.;

- изучить накопленный опыт создания предшествующих конструкций вертолетов, их производство и эксплуатацию;

- получить представление о современном уровне развития вертолетостроения;

- выявить тенденции и перспективы развития исследуемого класса вертолетов, разработать ТТТ к проектируемому вертолету и т.д.

Кроме цифрового материала статистической таблицы, желательно для каждого вертолета анализируемой выборки иметь три проекции общего вида. Число вертолетов в выборке должно быть не менее пяти.

Выбор оптимальных параметров летательного аппарата требует проведения расчета массы на начальном этапе проектирования. Однако такой расчет возможен только после выпуска рабочих чертежей. Поэтому на этапе предварительного проектирования массы агрегатов (групп) вычисляют по упрощенным формулам, называемым обычно массовыми. Эти формулы определяют зависимость массы вертолета или какой-либо его части от размеров конструкции, расчетной нагрузки, материала и пр.

Формулы для масс агрегатов вертолета отражают особенности конструкции агрегатов, специфические условия нагружения (например, приоритет усталостной прочности перед статической), подавление многих видов самовозбуждающихся колебаний винтов и вибраций и многие другие явления, связанные с особенностями конструкции вертолета.

Основными нагрузками, определяющими массу большинства агрегатов, являются не статические или повторно-статические, а переменные циклические нагрузки с большим числом циклов (10...100 млн., а в отдельных случаях до 1 млрд. нагрузений). Массы таких агрегатов, как лопасти, втулки, автомат перекоса, забустерная часть управления, входные валы винтов, подредукторная рама и других, почти полностью зависят от усталостной прочности. Массы фюзеляжа, корпусов редукторов, шасси в значительной степени определяются усталостными или повторно-статическими нагрузками.

Конструкторы используют формулы для масс в следующих основных случаях:

- 1) для оценки массы вновь проектируемого вертолета;
- 2) для выбора параметров конструкции при заданной прочности;
- 3) для расчета и выбора оптимальных параметров вертолета.

Основные методы определения массы, используемые на этапах предварительного проектирования, можно разделить на три вида:

- методы, построенные на прочностных расчетах (теоретические);
- методы, построенные на применении только статистических данных (эмпирические);
- методы, учитывающие результаты общего анализа с широким использованием данных статистики (смешанные или полуэмпирические).

В основу теоретических методов положены силовые факторы, действующие на модель агрегата, масса которого подлежит определению. По допускаемым напряжениям и действующим силовым факторам находят геометрические параметры, обеспечивающие необходимую прочность, а по ним — массу агрегата.

Хотя такие методы и считаются наиболее точными, действительная масса конструкции получается в большей степени теоретически определенной. Основными причинами этого являются влияние технологических требований, трудность изготовления равнопрочной конструкции, наличие элементов, массу которых вычисляют, исходя из конструктивных соображений. В этом случае в формулы расчета массы вводятся статистические поправочные коэффициенты.

Сущность эмпирических методов состоит в выявлении зависимости, существующей между массой агрегата и его характерными параметрами. Эта зависимость позволяет, если известны параметры агрегата, определить его массу. Эмпирические методы, использующие

статистические данные, хотя и менее надежны теоретических, также находят применение.

Смешанные (полуземпирические) методы, построенные на основе применения характерных теоретических зависимостей, существующих между параметрами агрегата и его массой, с учетом статистических данных, являются промежуточными между теоретическими и эмпирическими.

Формулы, полученные с использованием смешанных методов обеспечивают несколько меньшую точность по сравнению с детальными прочностными расчетами, но являются более наглядными и простыми, позволяя достаточно надежно определять массы и тех агрегатов, параметры которых выходят за пределы диапазона изменения параметров агрегатов построенных вертолетов.

На этапах предварительной оценки основных характеристик и параметров вертолета, когда ведется их определение и выбор, использование эмпирических формул можно считать достаточно оправданным.

При более детальной проработке проекта, когда требуется более точное определение параметров и ЛТХ вертолета, целесообразно использовать полуэмпирические формулы расчета масс.

При оценке массы конструкции с выбранными параметрами следует пользоваться наиболее точными теоретическими формулами. При этом уточняются оптимальные параметры вертолета и ведется уточненный расчет ЛТХ.

Формулы для определения массы, с одной стороны, должны обеспечивать приемлемую точность в достаточно широком диапазоне изменения параметров, а с другой — давать наглядное представление о влиянии основных параметров на массу того или иного агрегата. Этому требованию в наибольшей степени удовлетворяют полуэмпирические формулы. Формулы, полученные таким образом, не следует считать универсальными, так как статистические коэффициенты в них отражают лишь существующий уровень вертолетостроения при выбранных типе конструкции и материалах.

Некоторое влияние оказывают и отклонения, вызываемые масштабным эффектом, в соответствии с которым малый агрегат оказывается относительно тяжелее большего, оптимального по массе. Однако если учесть, что при создании новых вертолетов используется предыдущий опыт, который обычно служит отправной точкой, а статистические коэффициенты могут быть откорректированы с учетом новизны схемы, технологии, материалов, то полезность таких формул будет вполне очевидной. Следует указать, что агрегаты с оптимальной конструкцией различного типа, как правило, по своим характеристикам масс имеют небольшое отличие.

Формулы оценки массы, построенные на теоретических предположениях с использованием данных статистики, позволяют также с дос-

таточной степенью надежности делать сравнительные оценки различных вариантов вертолетов, а также определять наивыгоднейшее сочетание параметров вертолета в зависимости от предъявленных к нему требований.

По мере развития вертолетостроения, сопровождающегося совершенствованием конструкции, технологии, применением новых конструкционных материалов, статистические коэффициенты в формулах будут претерпевать изменение. Однако характер связей, существующих между параметрами агрегата и его массой, как правило, остается прежним, что позволяет использовать формулы, полученные ранее, но скорректированные с учетом достигнутого уровня вертолетостроения.

Таким образом, функции  $f_1(x_i)$ ,  $f_2(y_j)$  и  $f_3(z_v)$  уравнения баланса масс (1.3) представляют собой формулы оценки масс, устанавливающие зависимости относительных масс  $\bar{m}_{nn}$ ,  $\bar{m}_{c,y}$  и  $\bar{m}_T$  от совокупностей характеризующих их параметров.

Количественная взаимосвязь между параметрами агрегатов и систем вертолета и их массой, определяемая формулами, позволяет:

- сравнивать расчетные и фактические значения массы в целях отыскания причин перетяжеления конструкций и путей их облегчения;
- исследовать с большой степенью достоверности влияние параметров вертолета на его летно-технические характеристики (параметрические исследования);
- проводить широкие исследования по выбору оптимальных параметров проектируемых вертолетов и сравнению их схем;
- устанавливать при проектировании обоснованные массовые лимиты путем введения лимитных масс, меньших по сравнению с заявленными в проекте.

Массовый лимит — количественный показатель планирования по массе; задается конструктору в качестве ограничения при разработке конструкции, систем и агрегатов, оборудования. По своему физическому смыслу массовый лимит — это минимальное теоретическое значение массы изделия (аппарата, двигателя, их частей, агрегатов, узлов, деталей), которое может быть обосновано расчетными и статистическими данными и реализовано комплексом научно-технических и организационных мероприятий.

Точность расчетов по массе должна быть соизмерима с точностью исходных данных и предпосылок.

Для самолета, например, на этапе разработки технического предложения достаточной точностью расчета массы считается  $\pm(6\dots10)\%$ , на стадии эскизного проекта  $\pm(3\dots5)\%$ , в процессе рабочего проектирования  $\pm(1\dots2)\%$ . В качестве базы-эталона принимается взлетная масса первого летного образца, превышающая первоначальную теоретическую массу на 10% [67].

Практика создания вертолетов показывает, что от этапа разработки технических предложений до серийного производства конструкция обязательно утяжеляется. Это безусловный закон создания техники, связанный с непрерывно появляющимися новыми требованиями, соображениями и обстоятельствами, возникающими по мере более углубленной проработки, изучения и испытания конструкции. Поэтому на этапе разработки технических предложений в сводку массы вертолета вводится еще запас на перетяжеление конструкции, равный 1,1 [67].

Для учета возможного перетяжеления лопастей втулку следует рассчитывать с учетом центробежных сил от лопастей, масса которых увеличивается на 10% [67].

### 1.7. Сертификация вертолета как типа

Сертификат летной годности (франц. *certificat* — удостоверяю) — документ, удостоверяющий соответствие гражданских ЛА требованиям НЛГВ и АП в пределах установленных условий (ограничений) эксплуатации. Сертификат летной годности выдается на основании материалов (чертежей, инструкций, результатов расчетов, стендовых летных испытаний и др.). Наличие сертификата летной годности дает право на допуск гражданского ЛА данного типа к эксплуатации.

Сертификация гражданских летательных аппаратов — система контроля соответствия характеристик ЛА, его двигателей и оборудования Нормам летной годности и Авиационным правилам. Сертификация — эффективное средство обеспечения безопасности и летных качеств ЛА, способствующее сокращению объемов и сроков доводки и летных испытаний. Система сертификации предусматривает наличие национальных НЛГВ.

Отечественная система сертификации включает обеспечение разработчиком выполнения требований при создании ЛА, двигателя и оборудования и оценку их соответствия нормам на всех этапах создания ЛА, а также контроль за сохранением летной годности в процессе серийного производства и эксплуатации ЛА. В сертификации ЛА наряду с Госавионадзором участвуют: разработчики ЛА, двигателей и оборудования; НИИ промышленности и гражданской авиации из которых головными институтами являются Летно-исследовательский институт и Государственный институт гражданской авиации. Основные положения системы сертификации сформулированы в Правилах сертификации гражданских воздушных судов.

НЛГВ и Правила определяют, что обязательным условием для допуска ЛА к эксплуатации является соответствие его действующим НЛГВ и АП, подтверждаемое сертификатом летной годности и удостоверением о годности к полетам экземпляра ЛА данного типа. Устанавливаются обязательный порядок и процедуры проведения ве-

работ по оценке соответствия ЛА нормам. В НЛГВ и Правилах предусмотрены сертификация оборудования и двигателей "до установки на ЛА", сертификация ЛА.

Сертификация проводится с начала проектирования ЛА и включает широкий комплекс исследований и оценок на каждом из этапов создания объекта. В сертификации важную роль играет разработка программы, в которой должны быть предусмотрены все виды работ, а также все необходимые средства (рис. 1.8) [3].

Обеспечение соответствия ЛА требованиям в основном решается на этапах проектирования, макетирования и изготовления ЛА, на которых оценивают полноту и уровень реализации требований НЛГВ и АП в создаваемом ЛА. На этапе разработки эскизного проекта устанавливают соответствие действующих норм и методов оценки создаваемого ЛА, формируют программу сертификации. При дальнейшем проектировании и изготовлении макета учитывается значительная часть требований НЛГВ и АП. На макете возможно достаточно полно оценить удобства кабины пилотов и пассажирских салонов (включая аварийные выходы, кресла и аварийно-спасательное оборудование), а также багажно-грузовые отсеки, состав и расположение бортового оборудования, компоновку силовой установки и др.

На этапе создания ЛА в процессе испытаний, проводимых на натурных и полунатурных стенах, на стенде-тренажере и путем математического моделирования и летных испытаний на летающих лабораториях, отрабатываются функциональные системы ЛА: системы управления, электроснабжения, навигационно-пилотажные комплексы, системы жизнеобеспечения. Ведутся исследования последствий отказов функциональных систем, а также динамики полета с участием летного состава. В стендовых условиях проводятся детальные испытания конструкции ЛА и его систем на соответствие требованиям НЛГВ и АП по прочности ЛА. Одновременно следует осуществлять сертификацию двигателей и оборудования по принципу "до установки на ЛА". Согласно этому все изделия, устанавливаемые на ЛА, должны соответствовать общим требованиям для каждой категории изделий. Так, сертификация оборудования "до установки на ЛА" включает оценку соответствия техническим требованиям к оборудованию на основе лабораторных и стендовых испытаний. В процессе испытанийдается оценка выполнения требований к конструкции, работоспособности и характеристикам оборудования при воздействии внешних факторов (вибраций, температуры, давления и др.), оговоренных нормативами. Испытания на стенах, тренажерах и летающих лабораториях позволяют обеспечить максимальную готовность ЛА к летным испытаниям. Реализация программы сертификации дает возможность к началу летных испытаний завершить около 60% сертификационных оценок ЛА и значительно сократить сроки летных испытаний.

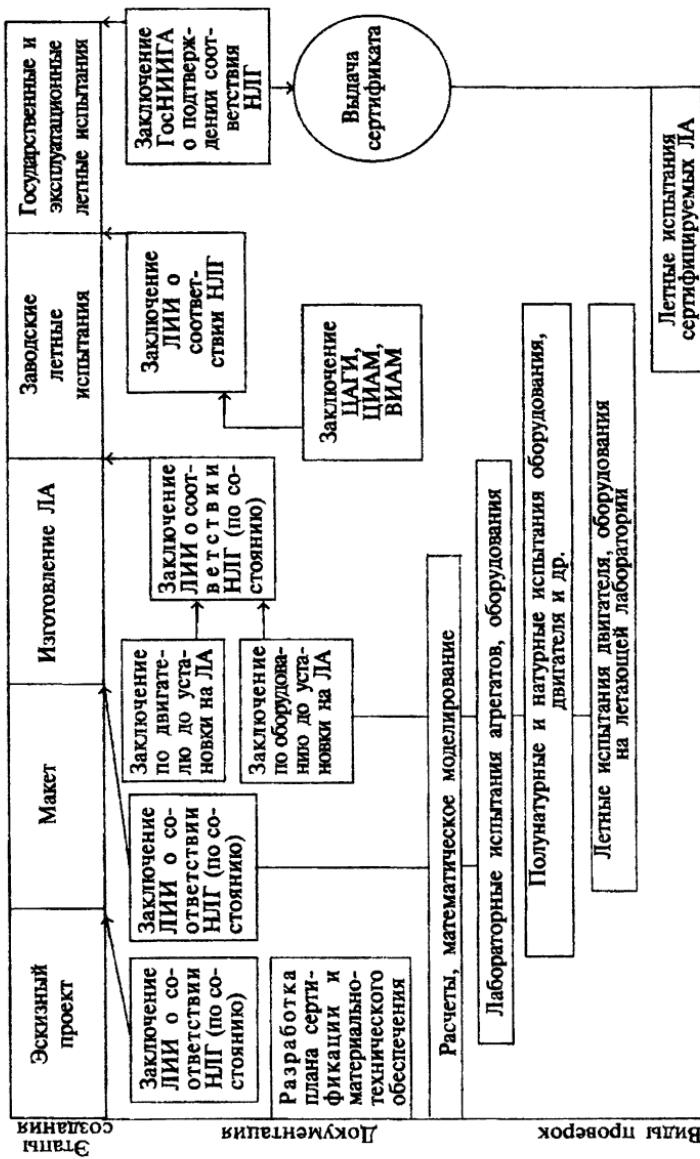


Рис.1.8. Структурная схема сертификации гражданских летательных аппаратов

Летные испытания ЛА являются наиболее ответственным и заключительным этапом сертификации. Они обеспечивают всестороннюю проверку ЛА и всех его функциональных систем (включая двигатели и оборудование) в условиях, наиболее близких к реальной эксплуатации. Количество требований НЛГВ и АП, соответствие которым оценивается летными испытаниями, составляет около 40%. Это, прежде всего, требования к устойчивости и управляемости, прочности, критическим (предельным) режимам полета, системам управления, силовой установке и навигационно-пилотажным комплексам, а также к безопасности полета при отказах функциональных систем и в экстремальных внешних условиях (обледенение, низкие метеоминимумы для посадки и др.). Поскольку летные испытания — один из сложных этапов создания и сертификации ЛА, оказывающий большое влияние на продолжительность всего цикла создания ЛА, при формировании программы испытаний важную роль играют такие методы и средства, которые позволяют максимально интенсифицировать испытания. К ним относятся проведение летных испытаний одновременно на нескольких ЛА с конкретными задачами для каждого экземпляра, применение автоматизированной обработки материалов испытаний в темпе полета и др. Действующие в отечественной практике положения предусматривают заводские и государственные сертификационные испытания.

Цель государственных сертификационных летных испытаний — контрольная оценка и подтверждение соответствия ЛА требованиям НЛГВ и АП. Программа этих испытаний формируется с учетом объема и результатов заводских испытаний. При положительной оценке результатов заводских и государственных испытаний выдается сертификат летной годности на тип ЛА, дающий право начать эксплуатацию ЛА данного типа.

Изложенное выше понятие сертификата летной годности относится к сертификации типа летательного аппарата. Между тем система сертификации включает в себя несколько видов: сертификацию организации-разработчика, типа летательного аппарата, эксплуатанта, аэродрома, экипажа. Только в этом случае возможны законная продажа, коммерческая или другая эксплуатация летательного аппарата

## **Раздел 2. ОБЩЕЕ УСТРОЙСТВО ВЕРТОЛЕТОВ**

### **2.1. Конструктивные компоновки вертолетов и некоторые характеристики их схем**

Вертолет — это летательный аппарат, использующий аэродинамический принцип полета и расходующий энергию топлива для создания несущим винтом (несущими винтами) подъемной и движущей сил, управляющих сил и моментов с помощью воздушной среды.

Как отмечалось выше, наиболее распространенным является одновинтовой вертолет с рулевым винтом.

В процессе развития вертолетостроения сложился вполне определенный облик современного одновинтового вертолета, основные элементы и компоновочные решения которого присущи различным типам вертолетов одновинтовой схемы (рис. 2.1).

Несмотря на большое разнообразие схем и типов, все вертолеты имеют одни и те же основные части: несущий винт, хвостовой (рулевой) винт, управление, трансмиссию, фюзеляж, крылья, оперение, взлетно-посадочные устройства, силовую установку. Схемы устройства одновинтового вертолета с поршневым (ПД) и газотурбинными (ГТД) двигателями показаны на рис. 2.2 и 2.3.

Несущий винт создает необходимую подъемную силу (на самолете эту функцию выполняет крыло), движущую (пропульсивную) в горизонтальном направлении силу (на самолете эту функцию выполняют реактивные двигатели или воздушные винты), управляющие моменты (на самолете их создают рули и элероны). Несущий винт — уникальный агрегат современного авиастроения. НВ состоит из втулки и лопастей, которые крепятся ко втулке с помощью шарниров или упругих элементов. Масса конструкции НВ ~9% от взлетной массы вертолета ( $m_0$ ).

Хвостовой (рулевой) винт предназначен для уравновешивания реактивного момента НВ и для путевого управления на всех режимах полета (на самолете путевое управление осуществляется с помощью руля направления и элеронов). ХВ, как и НВ, состоит из лопастей, втулки, которая крепится на валу хвостового редуктора (ХР). Масса конструкции ХР составляет ~1% от  $m_0$ .

Управление вертолета обеспечивает изменение сил и моментов для движения вертолета по заданной траектории. При этом достигаются продольная устойчивость (управление в горизонтальной плоскости), поперечная устойчивость (управление относительно продольной оси аппарата и вертикальное перемещение относительно вертикальной оси вертолета).

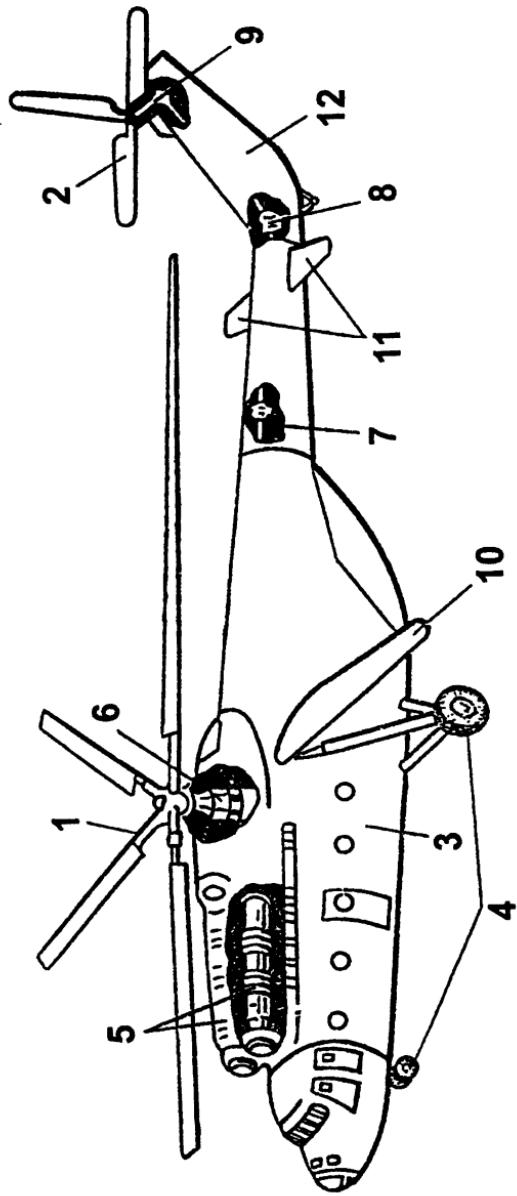


Рис. 2.1. Схема одновинтового вертолета:  
1 — несущий винт; 2 — хвостовой винт; 3 — фюзеляж; 4 — шасси;  
5 — шасси; 6 — двигатель; 7, 8, 9 — элементы трансмиссии;  
10 — крыло; 11 — стабилизатор; 12 — киль

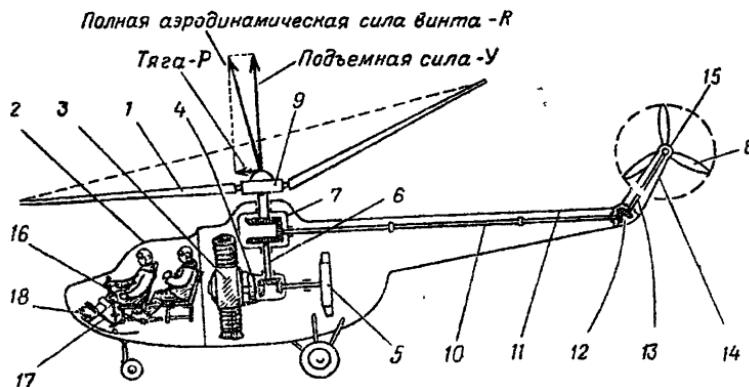


Рис. 2.2. Принципиальная схема устройства одновинтового вертолета:

1 — несущий винт; 2 — фюзеляж; 3 — поршневой двигатель; 4 — редуктор двигателя; 5 — вентилятор; 6 — главный вал; 7 — главный редуктор; 8 — рулевой винт; 9 — втулка; 10 — вал; 11 — хвостовая балка; 12 — промежуточный редуктор; 13 — концевой вал; 14 — концевая балка; 15 — хвостовой редуктор; 16 — ручка управления вертолетом; 17 — рычаг общего шага; 18 — педали ножного управления

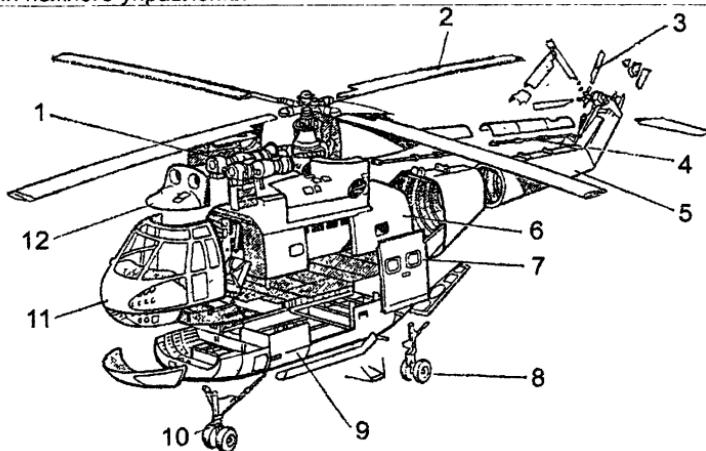


Рис. 2.3. Схема конструктивной компоновки вертолета одновинтовой схемы:

1 — двигатель; 2 — лопасть несущего винта; 3 — лопасть рулевого винта; 4 — хвостовой вал; 5 — хвостовая балка; 6 — грузовая (пассажирская) кабина; 7 — дверь; 8 — основная опора шасси; 9 — контейнер топливных баков; 10 — передняя опора шасси; 11 — кабина экипажа; 12 — воздухозаборник двигателей

Названные виды управления осуществляются с помощью четырех независимых каналов управления. Масса конструкции управления ~1,5% от  $m_0$ .

**Трансмиссия вертолета** предназначена для передачи мощности к несущему и хвостовому винтам и вспомогательным агрегатам. Схема трансмиссии определяется общей схемой вертолета, количеством и расположением двигателей. Масса конструкции трансмиссии ~6...10% от  $m_0$ .

**Фюзеляж вертолета** предназначен для размещения внутри него экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, топлива и т.д. К фюзеляжу крепятся отдельные части конструкции вертолета: шасси, подреакторные рамы, рамы с двигателями, оперение и др. Масса конструкции фюзеляжа ~10% от  $m_0$ .

**Крыло вертолета** (если оно есть) является его дополнительной несущей поверхностью и разгружает несущий винт на 20...25% при больших скоростях полета; оно повышает аэродинамическое качество вертолета при горизонтальном полете и отодвигает срыв потока с лопастей на большие скорости. У вертолета поперечной схемы крыло также поддерживает НВ.

Внутри крыла вертолета могут размещаться топливные баки, оборудование, а также убирающееся в полете шасси, в результате чего освобождается место в фюзеляже для размещения полезного груза.

**Хвостовое оперение (ХО)** предназначено для обеспечения продольной и путевой балансировки, устойчивости и управляемости. ХО состоит из горизонтального и вертикального оперений. Оперение делится на подвижные и неподвижные части. К неподвижным частям оперения относятся стабилизатор и киль, к подвижным — рули высоты и направления. Масса конструкции ХО ~0,5% от  $m_0$ .

**Взлетно-посадочные устройства (ВПУ)** служат для стоянки вертолета и передвижения его по земле при разбеге перед взлетом, пробеге после посадки, рулежке и буксировке, а также для поглощения кинетической энергии при посадке. В соответствии с этим ВПУ должны иметь упругие элементы, воспринимающие удар о землю при посадке. ВПУ вертолета могут быть выполнены в виде колесного шасси, баллонов, полозков и т.п. Колесное шасси может быть убирающимся в полете. Полозковое шасси иногда оснащается поворотными колесами для рулежки по земле. Масса конструкции ВПУ составляет ~2,5% от  $m_0$ .

**Силовая установка (СУ)** вертолета предназначена для создания мощности, потребной для привода НВ и ХВ, и представляет собой комплекс двигателей (двигателя) с агрегатами, системами и устройствами, обеспечивающими их совместную работу в различных условиях полета. Масса конструкции СУ составляет ~10...20% от  $m_0$ .

### 2.1.1. Одновинтовая схема с рулевым винтом

Схема одновинтового вертолета с рулевым винтом и действующие на него силы показаны на рис. 2.4.

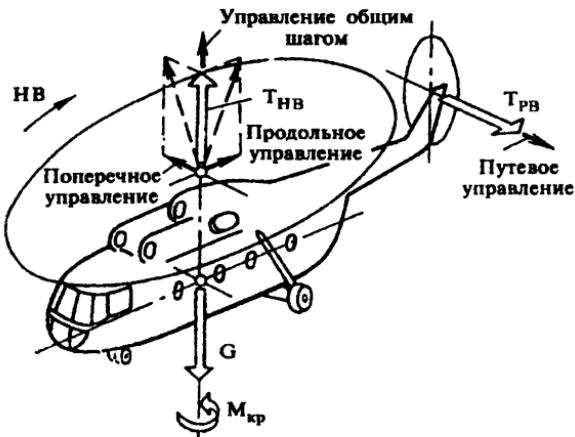


Рис. 2.4. Одновинтовой вертолет:

$T_{н.в}$  — тяга несущего винта;  $T_{р.в}$  — тяга рулевого винта;

$M_{kp}$  — крутящий момент несущего винта;  $G$  — вес аппарата

Ниже дано описание и приведены различные виды компоновки вертолетов одновинтовой схемы различных массовых категорий.

Фюзеляж вертолета представляет собой пространственную каркасную конструкцию, состоящую из носовой и центральной частей, хвостовой и концевой (килевой) балок. Он имеет много общих конструктивных элементов с фюзеляжем самолета, однако отличается компоновкой и особенно условиями нагружения в полете. Кроме того для транспортирования груза используется не только внутренний объем фюзеляжа, но и система внешней подвески.

На потолочной панели носовой части фюзеляжа устанавливаются, как правило, два газотурбинных двигателя, выводные валы которых соединяются с входными устройствами главного редуктора трансмиссии, располагаемого на потолочной панели центральной части фюзеляжа. В главном редукторе суммируются мощности в обеих, необходимых для агрегатов-потребителей, к которым относятся: вентилятор, насосы гидравлической системы, генераторы переменного тока, компрессор воздушной системы.

Для установки и вращения НВ предусмотрен вертикальный вал главного редуктора, на верхней части которого жестко крепится втулка, а к ней шарнирно или упруго присоединяются лопасти.

Шарнирное крепление лопастей обусловлено тем, что в отличие от самолетного воздушного винта несущий винт на режимах горизонтального полета вертолета обтекается воздухом под углом к своей оси. При этом на лопастях возникают переменные по времени (периодические) аэродинамические силы и моменты, оказывающие неблагоприятное влияние как на динамическую прочность НВ, так и на полет самого вертолета. Шарниры или заменяющие их упругие элементы разгружают комплевые части лопастей и втулку НВ от знакопеременных аэродинамических нагрузок и улучшают условия балансировки вертолета.

Привод рулевого винта (РВ) осуществляется от главного редуктора через хвостовую трансмиссию — систему последовательно трубчатых валов и двух редукторов (промежуточного и хвостового).

РВ, как и НВ, испытывает в полете значительные знакопеременные нагрузки, обусловленные несимметричным обтеканием лопастей. Кроме того, динамическому нагружению РВ способствуют влияние турбулентного потока воздуха, отбрасываемого НВ, и инерционные кориолисовы силы, возникающие в лопастях при маховом движении лопастей и разворотах вертолета.

Управление НВ осуществляется с помощью автомата перекоса (АП), который позволяет изменять создаваемую несущим винтом аэrodинамическую силу по величине и направлению, обеспечивая вертолету перемещение в нужном направлении. Управление винтом дает возможность изменять тягу РВ, а следовательно, и момент вокруг вертикальной оси вертолета, что используют для поворота вертолета по курсу.

На современных вертолетах применяются в основном неубирающиеся в полете шасси с носовым колесом. В конце хвостовой балки (ХБ) крепится хвостовая опора с амортизатором для предохранения от удара о землю при нерасчетной посадке вертолета с сильно опущенной ХБ.

Амортизационные стойки главных опор шасси кроме обычных устройств для поглощения кинетической энергии вертолета имеют специальные элементы для предотвращения земного резонанса, самопроизвольно возникающего при определенных условиях поперечных, с нарастающей амплитудой, колебаний вертолета на земле. Кроме того, в стойках иногда предусматриваются силовые узлы системы изменения высоты шасси (клиренса) вертолета, обеспечивающей подъем хвостовой части транспортного вертолета на стоянке для погрузки крупногабаритных грузов.

Схемы компоновок одновинтовых вертолетов средней и тяжелой массовых категорий приведены на рис. 2.5 — 2.7.

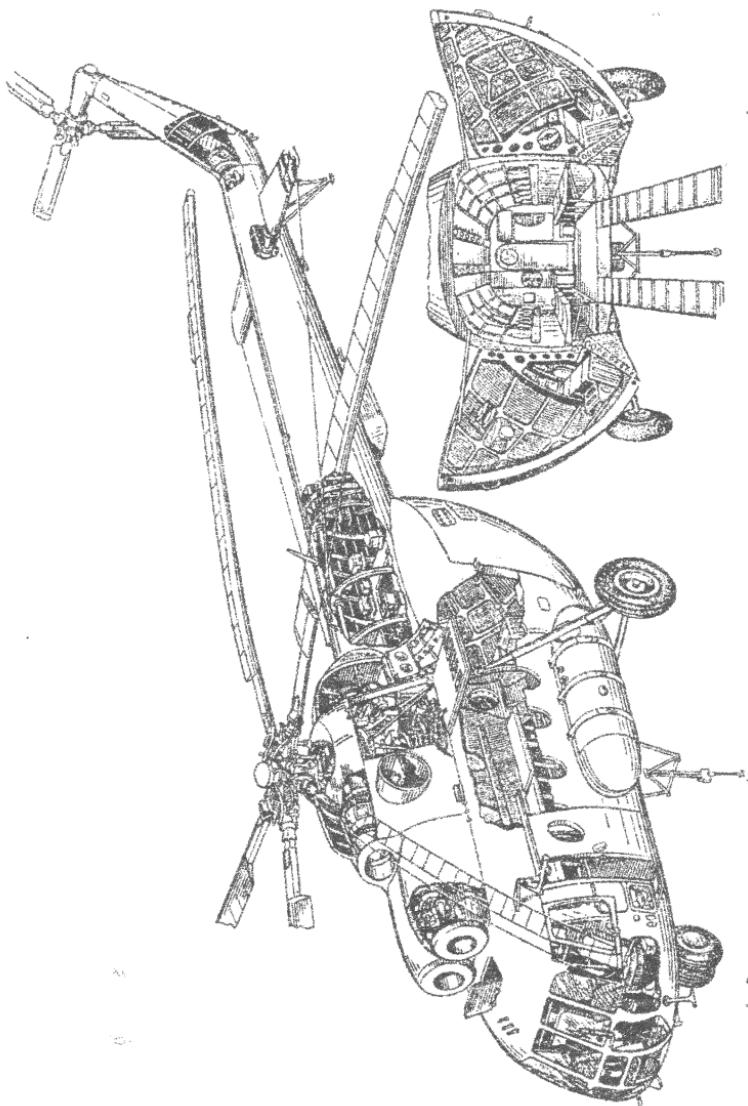
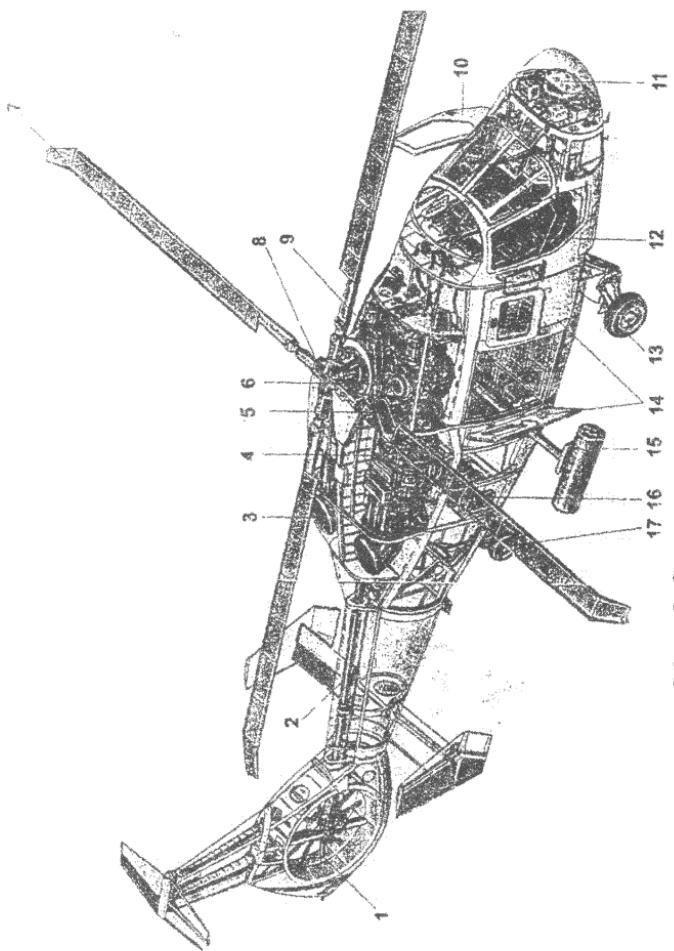
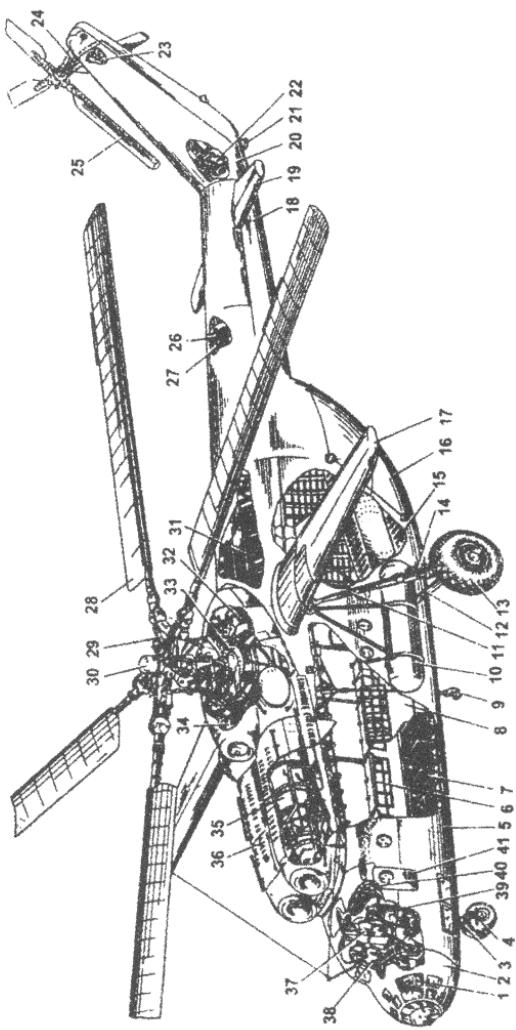


Рис. 2.5. Компоновочная схема одновинтового транспортного вертолета



**Рис. 2.6. Компоновочная схема вертолета Ка-60:**

1 — попасть рулевого винта; 2 — привод хвостового редуктора; 3 — выхлопной патрубок двигателя; 4 — двигатель (РД-600); 5 — воздухозаборник; 6 — главный редуктор; 7 — строповидные концовки полости несущего винта; 8 — втулка несущего винта; 9 — автомат перекоса; 10 — дверь кабины пилотов; 11 — радиопомаж («Арбалот»); 12 — убирающаяся передняя стойка шасси; 13 — амортизационное крепление пилота («Таймир-К»); 14 — створки и двери грузовой кабины; 15 — блок неуправляемых ракет; 16 — вспомогательная скловая установка; 17 — убирающаяся задняя стойка шасси



**Рис. 2.7. Компоновочная схема вертолета Ми-6:**

- 1 — место штурмана; 2 — носовая часть фюзеляжа; 3 — переднее шасси; 4 — приемник воздушных давлений указателя скорости; 5 — центральная часть фюзеляжа; 6 — сиденья для перевозки людей; 7 — нижние группы топливных баков; 8 — люк для взятия грузов на режиме висения; 9 — оборудование для перевозки грузов на внешней подвеске; 10 — подвесной топливный бак; 11 — амортизационная стойка главного шасси; 12 — поплавок главного шасси; 13 — колесо главного шасси; 14 — задний подкос главного шасси; 15 — трапы для взятия грузов на земле; 16 — грузовые створки, закрывающие кабину; 17 — крыло для разгрузки несущего винта на больших скоростях полета вертолета; 18 — хвостовая балка; 19 — управляемый стабилизатор; 20 — концевая балка с фиксированным рулем; 21 — хвостовая опора для предохранения фюзеляжа от ударов при посадке вертолета; 22 — промежуточный редуктор; 23 — вал трансмиссии, соединяющий промежуточный и хвостовой редукторы; 24 — хвостовой редуктор с промежуточным; 25 — вал трансмиссии, соединяющий главный редуктор с промежуточным; 26 — тросы управления рулевым винтом и стабилизатором; 27 — вал трансмиссии с автоматом перекоса; 30 — токосъемник противообледенительной системы несущего винта; 31 — верхние группы топливных баков; 32 — гидроблок; 33 — главный редуктор; 34 — блок вентилятора и радиаторов; 35 — двигатель; 36 — капоты двигателя и главного редуктора; 37 — место радиста; 38 — место правого пилота; 39 — место левого пилота; 40 — место бортового техника; 41 — аэродинамическая дверь радиостанции и бортового техника

Компоновка легкого вертолета может несколько отличаться от описанной выше (рис. 2.8 — 2.13).

У вертолетов со взлетной массой 4000...5000 кг, как правило, используется простое полозковое (лыжное) шасси, сопротивление которого на 40% ниже, чем у колесного, и меньше масса. Дополнительное снижение сопротивления полозкового шасси достигается за счет использования обтекаемых стоек шасси вместо обычных трубчатых. Полозковое шасси не позволяет производить разбег, пробег, руление без отрыва от земной поверхности и т.д. Эти операции осуществляются при отрыве от земли. Иногда полозковое шасси снабжаются поворотными колесами для перемещения по земле. Компоновочная схема легкого вертолета с поршневым двигателем показана на рис. 2.8.

Устройство и компоновка сверхлегкого вертолета могут отличаться от легкого, так как некоторые агрегаты существенно различаются по их конструктивному исполнению; например, у сверхлегкого вертолета хвостовая балка может быть представлена тонкостенной дюра-плюминиевой трубой с подкосами, средняя часть фюзеляжа — трубчатой фермой, колесное шасси — полозковым и т.д.

Следует отметить, что сверхлегкий вертолет в основном имеет один поршневой двигатель, что влияет на его компоновку (рис. 2.10).

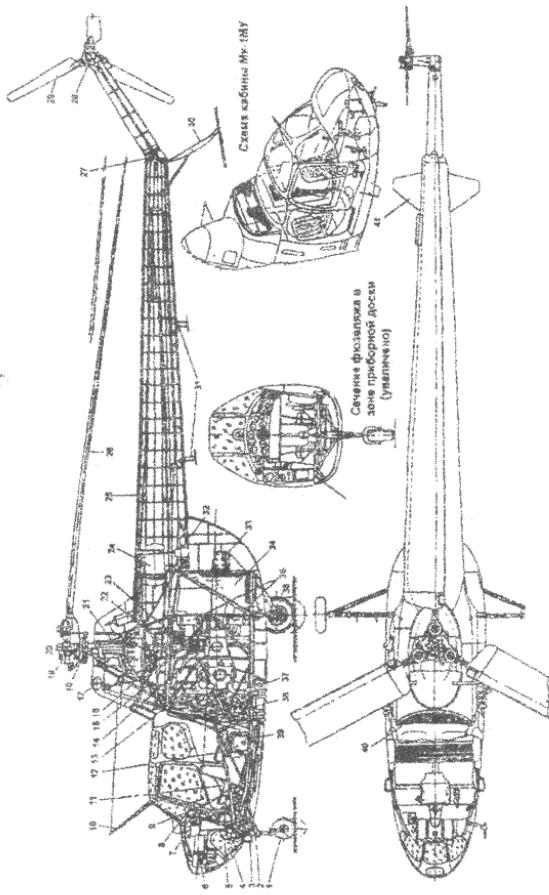
У вертолета одновинтовой схемы компенсация реактивного момента НВ осуществляется за счет момента от тяги РВ. Рулевой винт отнесен от центра масс (ЦМ) вертолета в продольном направлении одновинтовой схемы вертолета (табл. 1.2): потеря мощности на рулевом винте (10...15%); наличие длинной ХБ, увеличивающей массу, продольные габариты и эксплуатационную опасность.

### 2.1.2. Двухвинтовая соосная схема

Вертолет соосной схемы — это двухвинтовой ЛА с расположением несущих винтов на одной вертикальной оси, вращающихся в противоположные стороны.

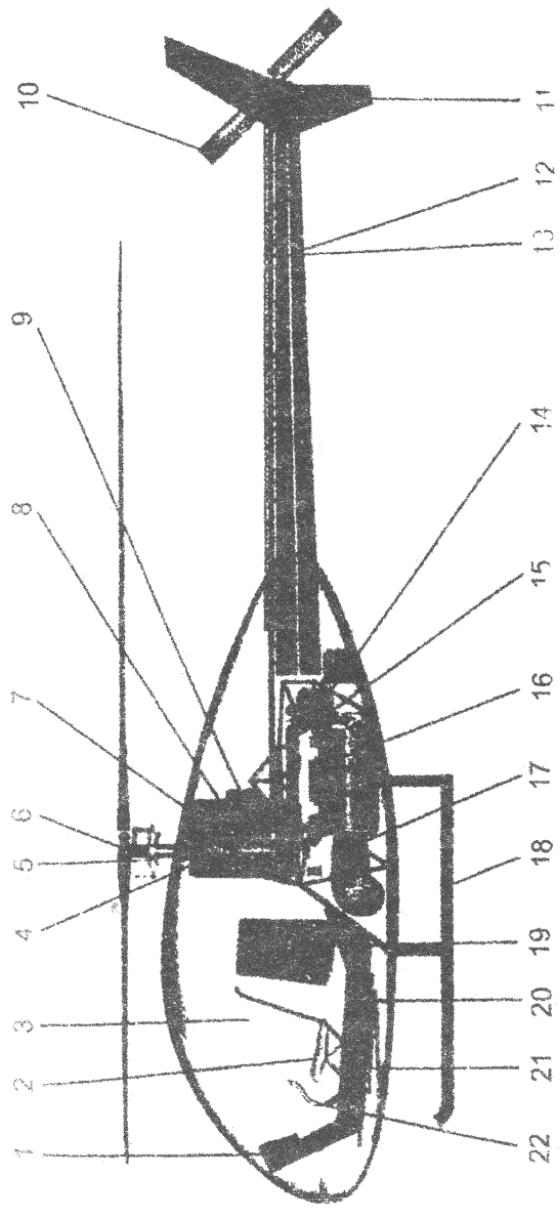
Соосная схема вертолета всегда привлекала внимание благодаря таким качествам, как рациональное использование мощности (из-за отсутствия ее потерь для компенсации реактивного крутящего момента НВ), хорошие маневренные свойства и малые габаритные размеры. В начале 40-х годов эта схема была наиболее распространенной среди экспериментальных конструкций вертолетов, однако из-за отсутствия в те годы разработанной теории аэромеханики соосного винта и возникших проблем при его создании и доводке многие конструкторы вынуждены были отказаться от нее.

Соосную схему следует считать вершиной конструкторского искусства, достигнутого ВНТК им. Н.И. Камова. Система управления соосными несущими винтами, разработанная Н.И. Камовым для "летаю-



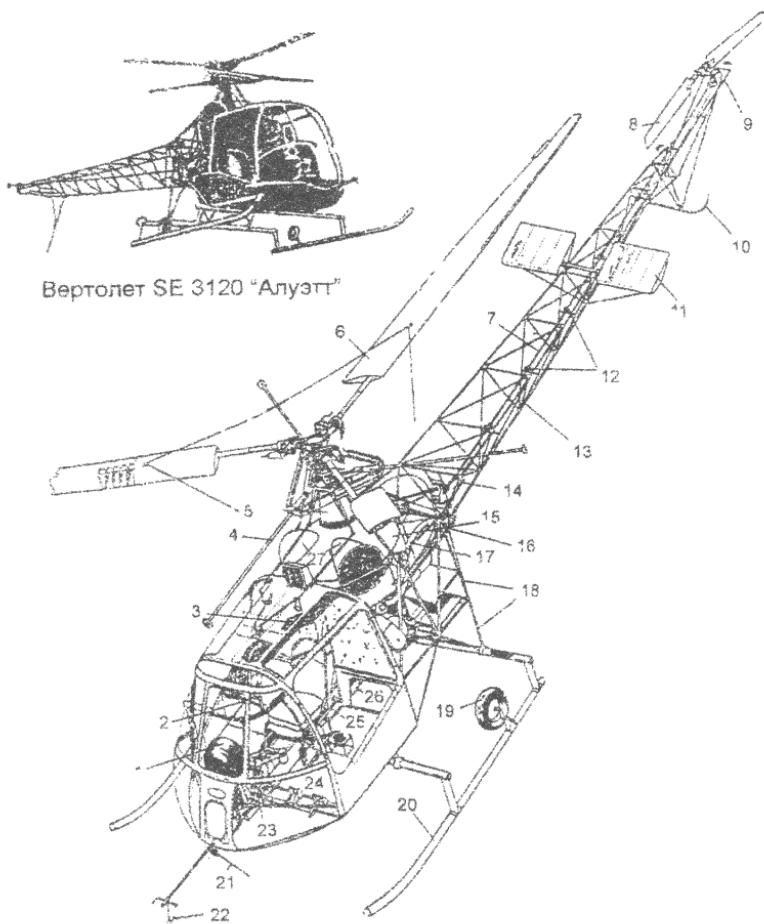
**Рис. 2.8. Компоновочная схема вертолета Ми-1Т:**

1 — носовое колесо шасси; 2 — приемник воздушного давления (ПВД); 3 — посадочная фара; 4 — рукоятка включения муфты сцепления; 5 — педали управления; 6 — приемник; 7 — приборная доска; 8 — рукоятка управления цилиндрическим шагом; 9 — рукоятка шаг-газа; 10 — радиодатчика; 11 — сиденье пилота; 12 — сиденье пассажира; 13 — редуктор МИ-26 с угловым редуктором; 14 — тормоз трансмиссии; 15 — маслобак; 16 — тяга управления общим шагом несущего винта; 17 — бакон противобледенительной системы; 18 — автомат перекоса; 19 — фрикционный демпфер; 20 — втулка несущего винта; 21 — главный редуктор; 22 — вал к главному редуктору; 23 — маслорадиатор; 24 — бак с противобледенительной жидкостью; 25 — вал привода рулевого винта; 26 — лопасть несущего винта; 27 — промежуточный угловой редуктор; 28 — редуктор рулевого винта; 29 — рулевой винт; 30 — хвостовая опора; 31 — антенны радиовысотомера; 32 — умформер; 33 — приемопередатчик радиовысотомера; 34 — топливный бак; 35 — баллоны со скатым воздухом; 36 — колесо основной опоры шасси; 37 — решетка для выхода охлаждающего воздуха; 38 — бортовая панель системы воздушного запуска; 39 — стабилизатор; 40 — аккумулятор; 41 — стабилизатор



**Рис. 2.9. Принципиальная компоновочная схема вертолета:**

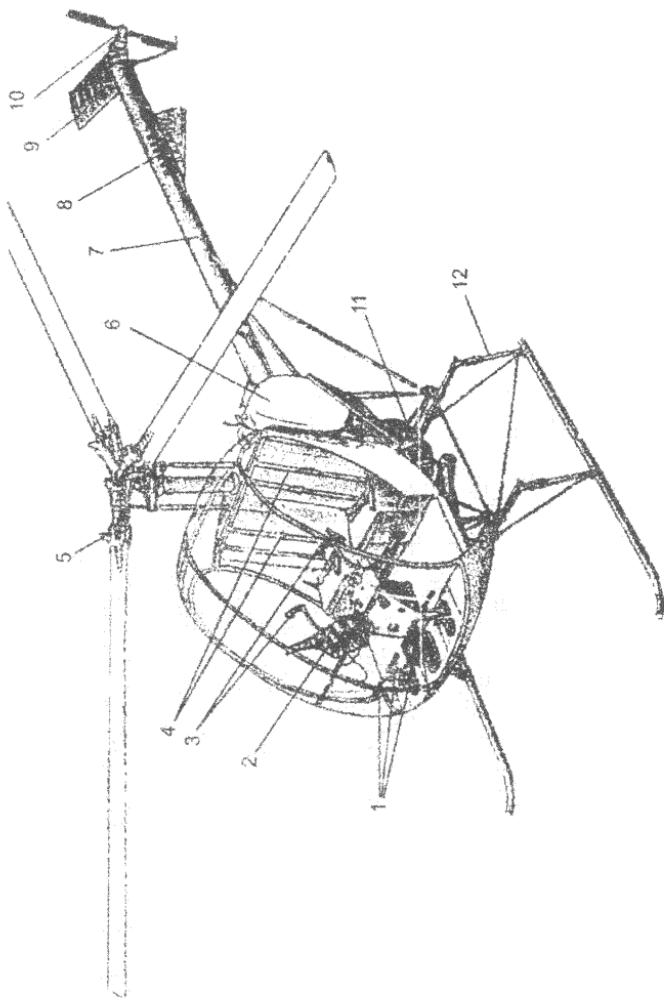
1 — приборная доска; 2 — кресто пилота (пассажира); 3 — кабина экипажа; 4 — главный редуктор; 5 — автомат перекоса; 6 — несущий винт; 7 — топливный бак; 8 — стойки крепления редуктора; 9 — маслобак; 10 — рулевой винт; 11 — оперение; 12 — хвостовая балка; 13 — трансмиссионный вал; 14 — фильтр; 15 — двигатель; 16 — ферма; 17 — вентилятор; 18 — шасси; 19 — откидное сиденье; 20 — балка; 21 — проводка управления; 22 — ручка управления



Вертолет SE 3120 "Алуэтт"

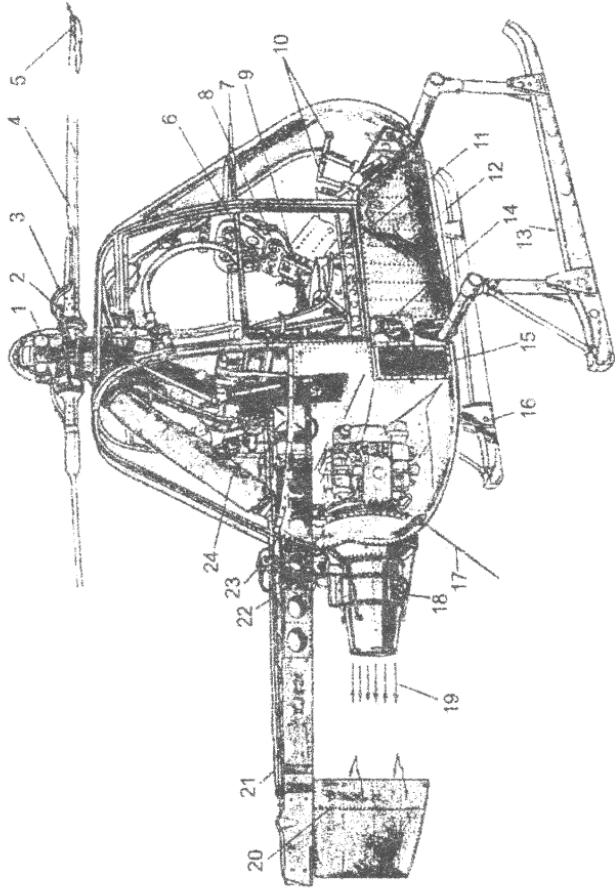
**Рис. 2.10. Компоновочная схема вертолета SE.3120 "Алуэтт":**

1 — доска приборов; 2 — ручка управления циклическим шагом; 3 — термометр, 4 — стабилизирующее устройство; 5 — редуктор несущего винта; 6 — лопасть несущего винта; 7 — вал привода хвостового винта, 8 — хвостовой винт; 9 — редуктор хвостового винта, 10 — хвостовая опора, 11 — стабилизатор, 12 — опоры хвостового вала; 13 — ферма хвостовой балки; 14 — проводка управления шагом хвостового винта, 15 — двигатель; 16 — тросовая проводка управления общим шагом; 17 — выхлопной патрубок; 18 — ферменная конструкция средней части фюзеляжа; 19 — вспомогательное колесо на кривошиле, 20 — полозковое шасси; 21 — антенна; 22 — приемник скоростного напора; 23 — рычаг муфты включения; 24 — педали, 25 — рычаг шаг-газа; 26 — топливный бак; 27 — вентиляторы двигателя



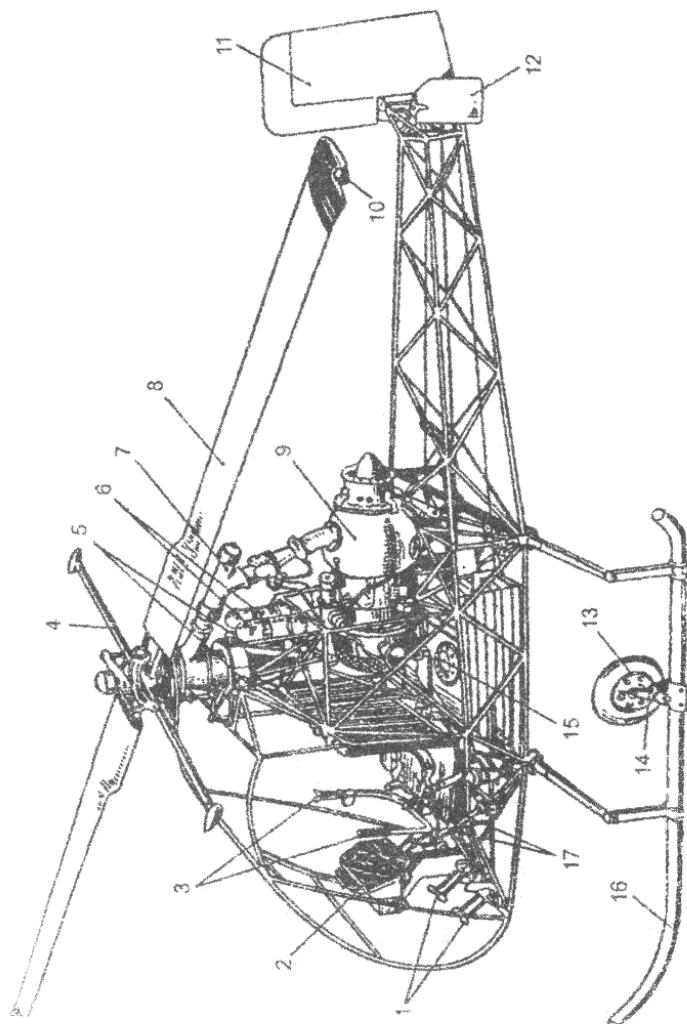
**Рис. 2.11. Компоновочная схема вертолета "Хьюз 269А":**

1 — педали; 2 — приборная доска; 3 — ручки управления циклическим шагом; 4 — сиденья пассажира; 5 — втулка несущего винта;  
6 — топливный бак; 7 — хвостовая балка; 8 — кильевая поверхность; 9 — стабилизатор; 10 — рулевой винт; 11 — стабилизатор; 12 — лыжное шасси



**Рис. 2.12. Компоновочная схема вертолета "Фейри Ультраплайт".**

1 — индукционная катушка; 2 — противовес (на опытном вертолете); 3 — топливопровод; 4 — поплавок насущного винта; 5 — реактивная горелка; 6 — ручка управления циклическим шагом; 7 — приемник воздушного давления; 8 — приборная доска; 9 — рычаг общего шага; 10 — педали управления; 11 — сиденье летчика; 12 — платформа с расположенным в ней топливным баком; 13 — лыжное шасси; 14 — головина топливного бака; 15 — воздухозаборник ТРД; 16 — отверстие крепления колеса к лыже; 17 — антенна; 18 — ТРД; 19 — направление потока газа ТРД; 20 — руль направления; 21 — проводка управления рулём; 22 — хвостовая балка; 23 — вспомогательная топливная помпа; 24 — воздушный фильтр.



**Рис. 2.13. Компоновочная схема вертолета "Джин":**

1 — педали ножного управления; 2 — приборная доска; 3 — ручки циклического шата; 4 — стабилизирующий стержень; 5 — узлы крепления головки винта; 6 — маслобаки; 7 — воздухороды; 8 — панель несущего винта; 9 — двигатель; 10 — движатель; 11 — реактивное сопло; 12 — руль поворота; 13 — рычаги общего шага; 14 — колесо шасси; 15 — кривошип; 16 — шасси; 17 — топливный бак.

щего мотоцикла" Ка-8, в усовершенствованном виде успешно применяется и в настоящее время.

В табл. 2.1 приведены некоторые массовые характеристики вертолетов соосной схемы.

Таблица 2:

| Вертолеты      | Первый полет | Назначение вертолета                | Число, тип и марка двигателя | Нормальная взлетная масса $m_o$ , кг | Масса пустого вертолета $m_{пуст}$ , кг | Относительная масса пустого вертолета $\frac{m_{пуст}}{m_o}$ | Относительная масса полезной нагрузки $\frac{m_n}{m_o}$ |
|----------------|--------------|-------------------------------------|------------------------------|--------------------------------------|---|--|---|
| Ка-10 и Ка-10М | 1949         | Корабельный, для связи и наблюдений | 1 ПД, АИ-4В                  | 400                                  | 258                                     | 0,645  | 0,355   |
| Ка-15          | 1953         | Корабельный                         | 1 ПД, АИ-14В                 | 1370                                 | 963                                     | 0,703  | 0,297   |
| Ка-15М         | 1956         | Многоцелевой                        | 1 ПД, АИ-14Вф                | 1410                                 | 975                                     | 0,691  | 0,309   |
| Ка-18          | 1956         | Многоцелевой                        | 1 ПД, АИ-14Вф                | 1480                                 | 1060                                    | 0,716  | 0,284   |
| Ка-26          | 1965         | Универсальный многоцелевой          | 2 ПД, АИ-14В26               | 3085                                 | 2127                                    | 0,689  | 0,311   |
| Ка-25          | 1961         | Противодесантный корабельный        | 2 ГТД ЗГТД-ЗМ                | $m_{o\ max}$<br>7200                 | 4765                                    | 0,662  | 0,338   |
| Ка-25К         | 1967         | Транспортный                        | 2 ГТД ГТД-ЗФ                 | 7100                                 | 4100                                    | 0,577  | 0,423   |
| Ка-27          | 1973         | Многоцелевой корабельный            | 2 ГТД ТВЗ-117                | 11000                                | 6750                                    | 0,614  | 0,386   |
| Ка-29          | 1978         | Корабельный транспортно-боевой      | 2 ГТД ТВЗ-117                | 11000                                | 6750                                    | 0,614  | 0,386   |
| Ка-32          | 1980         | Многоцелевой                        | 2 ГТД ТВЗ-117ВМА             | 11000                                | 6750                                    | 0,614  | 0,386   |
| Ка-115         | 1989         | Многоцелевой                        | 1 ГТД PW/K206Д               | 1851                                 | 1276                                    | 0,689  | 0,311   |
| Ка-50          | 1982         | Боевой ударный                      | 2 ГТД ТВЗ-117                | 9800                                 | 7700                                    | 0,786  | 0,214   |
| Ка-126         | 1988         | Многоцелевой                        | 1 ГТД ТВО-100                | 3000                                 | 1900                                    | 0,633  | 0,367   |
| Ка-226         | 1989         | Многоцелевой                        | 2 ГТД Аллисон 250-C20B       | 3100                                 | 1963                                    | 0,633  | 0,367   |

Для вертолета Ка-226  $m_{пуст}$  принята аналогичной массе вертолета Ка-126

Схема соосного вертолета и действующие на него силы показаны на рис. 2.14.

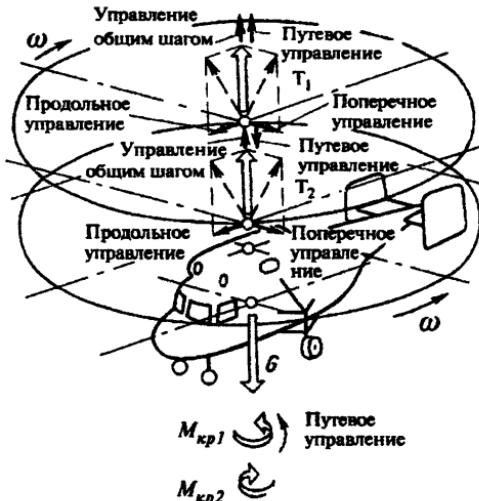


Рис. 2.14. Двухвинтовой вертолет соосной схемы:  
 $T_1$  — тяга верхнего винта;  $T_2$  — тяга нижнего винта;  
 $M_{kp1}$  — крутящий момент верхнего винта;  $M_{kp2}$  — крутящий момент нижнего винта;  $G$  — вес аппарата

Кинематическая схема трансмиссии легкого вертолета с двумя поршневыми двигателями в качестве примера приведена на рис. 2.15.

Компоновочные схемы вертолетов легкой и средней массовых категорий с турбовальными двигателями показаны на рис. 2.16 — 2.18.

Ниже приведено краткое описание компоновки вертолета соосной схемы средней массовой категории, рассмотрены конструкция и работа несущей системы и других частей аппарата, особенности его применения, сближение лопастей, дан сравнительный анализ аэrodинамики соосной и одновинтовой схем.

За основу компоновочной схемы соосного вертолета взято изделие Ка-32. Сравнение компоновочных схем соосного и одновинтового вертолетов показывает их сходство. Различия в схемах обусловлены особенностями вертолетов.

Основные отличия конструктивного исполнения соосного вертолета от одновинтового:

— фюзеляж отличается полной аэродинамической симметрией, компактностью, малым удлинением, короткой хвостовой балкой и мощным хвостовым оперением (см. рис. 2.17). Фюзеляж и хвостовая балка цельнометаллические (полумонокок балочно-стрингерного ти-

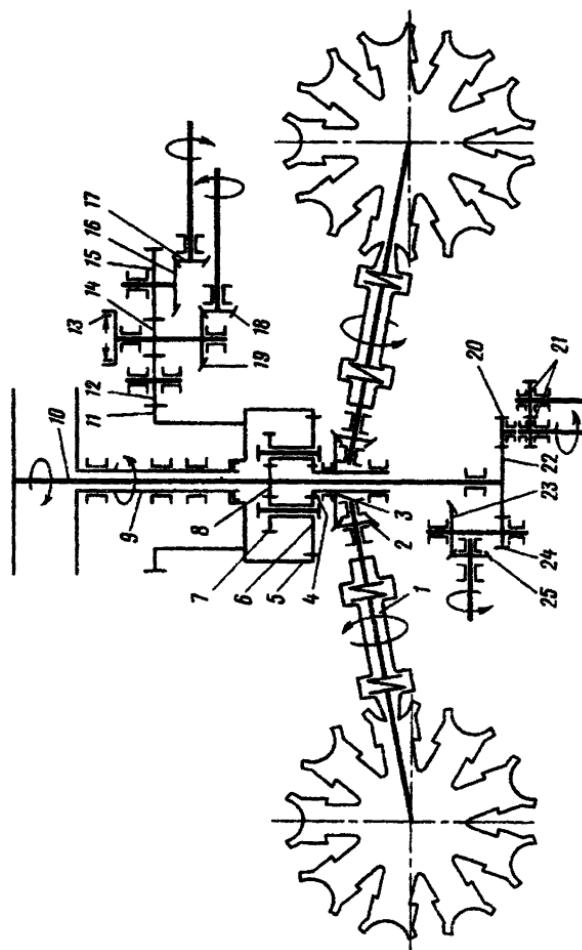


Рис. 2.15. Кинематическая схема трансмиссии вертолета:

1 — соединительный вал; 2 — ведущая шестерня; 3 — ведомая шестерня; 4 — венец вала нижнего винта; 5 — вал нижнего винта; 6 — большая шестерня блока; 7 — малая шестерня блока; 8 — вал верхнего винта; 9 — вал нижнего винта; 10 — вал верхнего винта; 11 — вал вертикального винта; 12 — ведущая шестерня коробки приводов; 13 — тормоз; 14 — вертикальный валик; 15, 16, 17 — шестерни привода оборотов; 18, 19 — шестерни привода генератора; 20, 21 — шестерни привода маслонасоса; 22 — шестерня привода агрегатов; 23, 25 — шестерни привода гидронасоса; 24 — валик привода гидронасоса

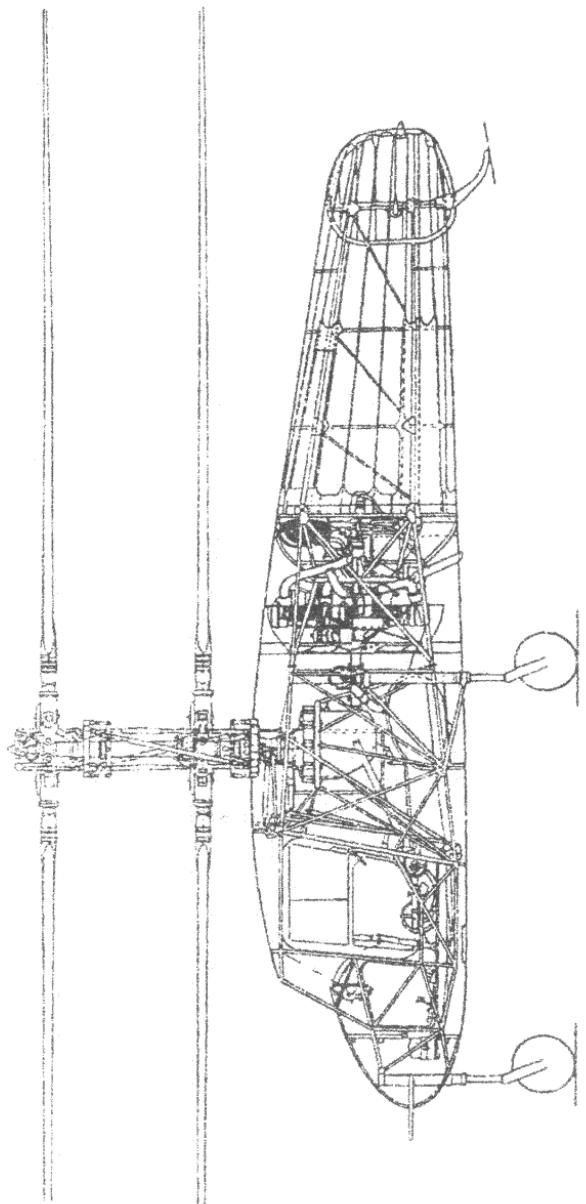


Рис. 2.16. Компоновочная схема экспериментального соосного вертолета

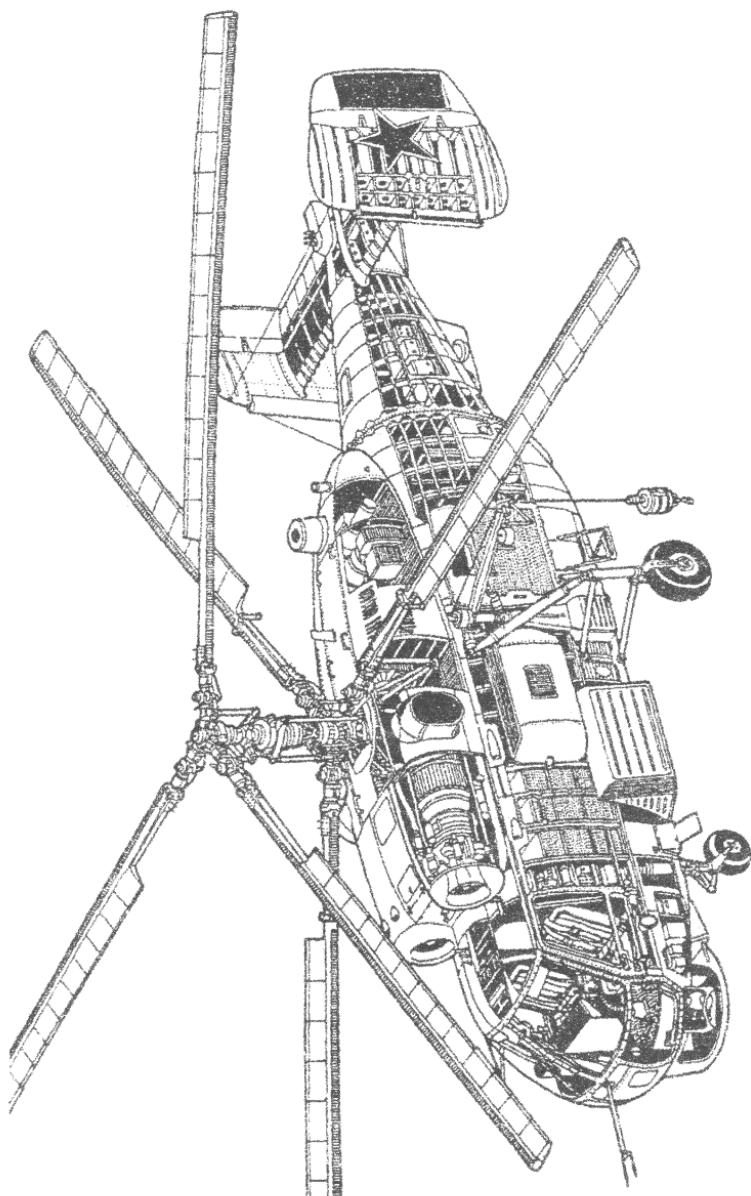


Рис. 2.17. Концептуальная схема зондера *Восток-32*.

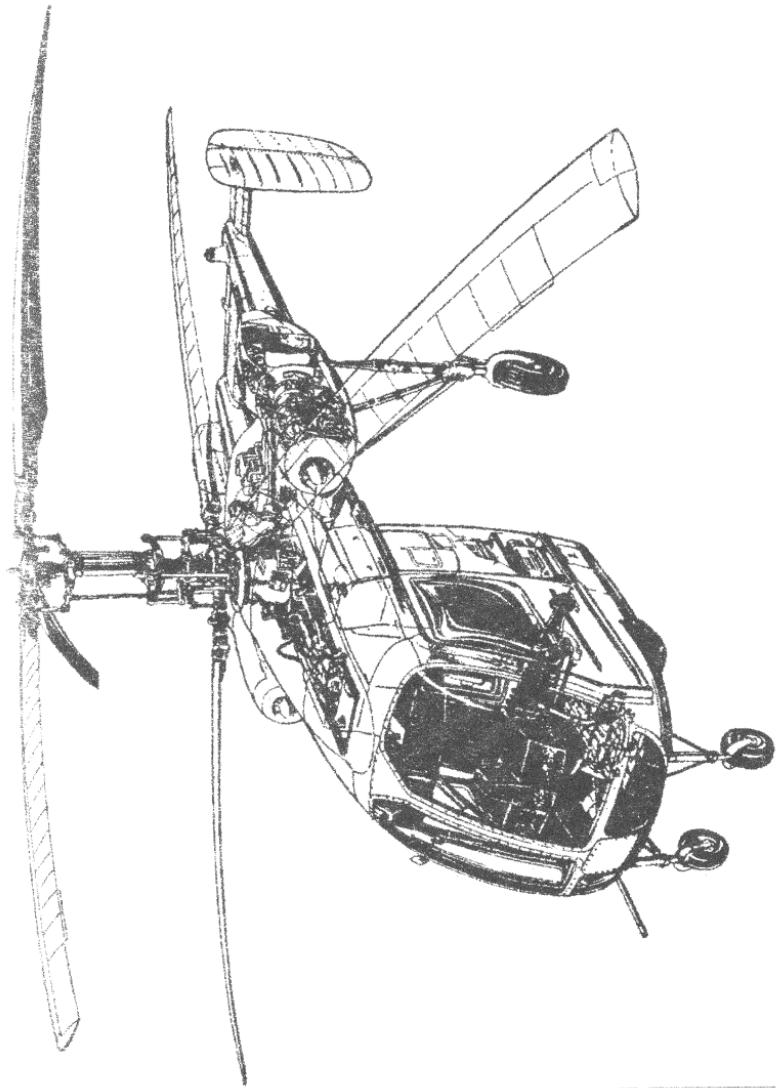


Рис. 2.18. Компоновочная схема многоцелевого вертолета

па), состоят из каркаса и дуралюминовой обшивки и имеют обтекаемую форму;

– хвостовое оперение состоит из стабилизатора и вертикального оперения — двух киелей с рулями направления и предкрылками, расположенных на концах стабилизатора. Силовые элементы стабилизатора, киелей и рулей направления изготовлены из дуралюмина, каркас и обшивка — из стеклопластика, узлы крепления — из стали и магниевых сплавов. Подвижное крепление рулей направления к килям осуществлено с помощью металлофторопластовых подшипников. Кили установлены под углом 12...15° носками к продольной оси вертолета. Рули направления, связанные с педалями путевого управления, отклоняются в обе стороны (на ±22° — на вертолете Ка-32, на ±27° — на вертолете Ка-26). Предкрылки, смонтированные на средней части киелей, представляют собой обтекаемый профиль и предназначены для повышения путевой устойчивости вертолета;

– соосная комбинация изготовленных из композиционных материалов несущих винтов меньшего диаметра, разнесенных по вертикали и врачающихся в противоположных направлениях;

– колонка несущей системы, служащая для одновременного изменения общих шагов верхнего и нижнего НВ с помощью ползушек валы управления которыми находятся внутри полых валов НВ;

– у вертолетов соосной схемы отсутствуют: вал хвостовой трансмиссии, промежуточный редуктор, хвостовой редуктор, рулевой винт, но есть управление рулями направления;

– на современных вертолетах соосной схемы применяются небирающиеся четырехпорные шасси с гидравлическими амортизаторами и самоориентирующими передними колесами. Для основного шасси используется параллелограммно-пирамidalная схема (см. рис. 3.32).

### 1. Несущая система вертолета соосной схемы

Основой несущей системы вертолета соосной схемы является колонка (рис. 2.19), состоящая из следующих агрегатов: втулки верхнего НВ, втулки 12 нижнего НВ, верхнего автомата перекоса 8, нижнего автомата перекоса 13, верхней ползушки 2, нижней ползушки 8.

Колонка предназначена для установки несущих винтов, передачи на них вращения, управления лопастями НВ и передачи на фюзеляж аэродинамических сил и моментов, создаваемых винтами.

На колонку передаются все аэродинамические и инерционные нагрузки с лопастей НВ. Это нагрузки от тяги, создаваемой винтами, центробежных сил, шарирных моментов с лопастей, переменных и гибающих моментов, возникающих при маховом движении лопастей.

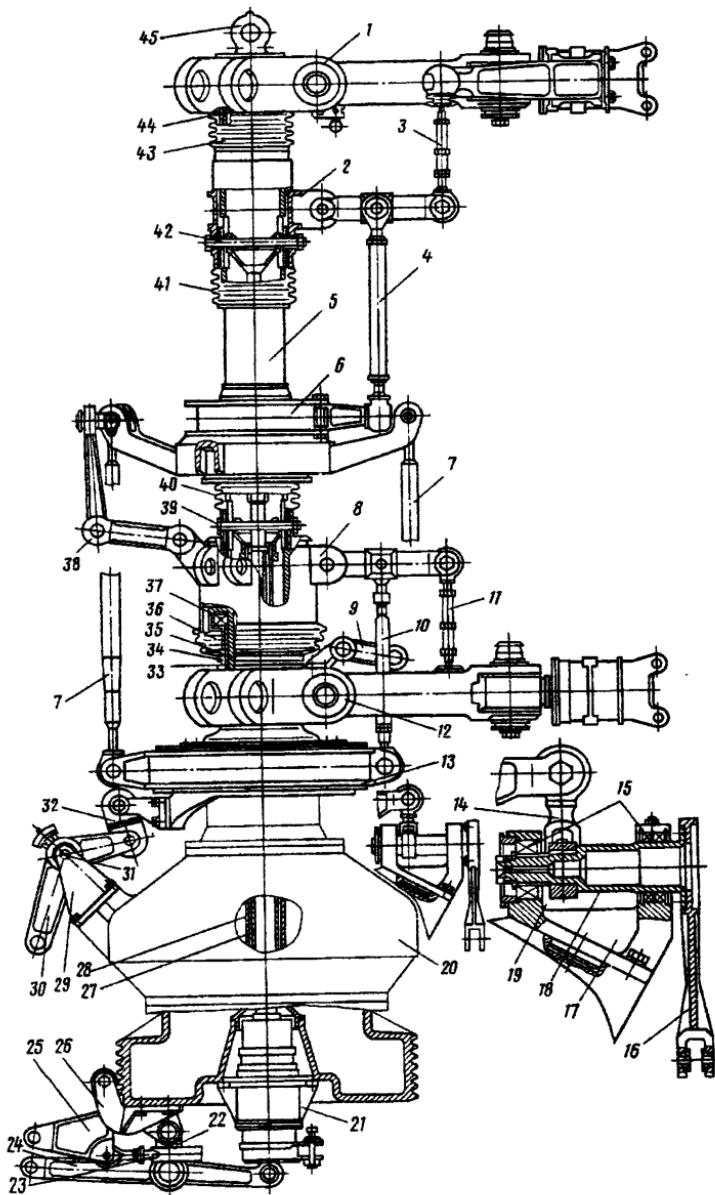


Рис. 2.19. Колонка несущих винтов

а также от колебаний лопастей в плоскости вращения. Все это накладывает определенные требования на конструкцию колонки соосной системы.

Основные силовые детали колонки изготавливаются из высоколегированных сталей, менее нагруженные — из сплава АК-6.

На редукторе монтируют блок рычагов управления наклоном автомата перекоса и механизм общего и дифференциального шага (МОДШ) 21.

Втулки верхнего и нижнего винтов установлены соответственно на валах верхнего и нижнего НВ. Втулки предназначены для передачи вращения лопастям НВ от редуктора и для передачи через редуктор на фюзеляж аэродинамических сил, возникающих на лопастях. Втулки НВ — трехшарнирного типа с разнесенными шарнирами и демпферами ВШ. По конструкции втулки верхнего и нижнего НВ имеют отличия:

- противоположны смещения ГШ (в соответствии с различным направлением вращения НВ);
- втулка верхнего НВ имеет центробежные ограничители свеса лопастей, а втулка нижнего винта — центробежные ограничители взмаха лопастей.

Назначение центробежных ограничителей свеса и взмаха — препятствовать сближению лопастей при малых оборотах НВ.

Автоматов перекоса на машине два. Нижний АП обычно закреплен на носке редуктора, верхний АП посажен на вал верхнего винта на сегментной шпонке. Чтобы не возникало дополнительного махового движения лопастей, оба АП соединены тремя тягами, обеспечивающими параллельность их плоскостей вращения. Тяги шарнирно крепятся к наружным кольцам АП. Для шарниров тяг применяют смазку ЦИАТИМ-201.

Верхняя ползушка служит для одновременного изменения угла установки лопастей верхнего НВ. В нижней части корпуса ползушки имеется отверстие для болта, соединяющего ползушку с тягой управления, проходящей внутри вала.

Нижняя ползушка служит для одновременного изменения угла установки лопастей нижнего НВ. В стакане нижней ползушки имеются два отверстия для болта, соединяющего нижнюю ползушку с тягой управления, проходящей внутри вала.

Верхняя опора вала служит для увеличения изгибной жесткости вала верхнего винта.

Механизм общего и дифференциального шага НВ относится к рычажно-резьбовому типу и предназначен для управления общим дифференциальным шагами. На этом механизме устанавливается качалка, связанная с проводкой управления рулями поворота.

Продольно-поперечное управление осуществляется одновременным изменением направления действия равнодействующих аэродинамических сил.

намических сил верхнего и нижнего винтов; путевое управление — главным образом дифференциальным изменением реактивных моментов и отклонением рулей направления.

Рассмотрим, как осуществляется управление вертолетом соосной схемы.

При отклонении ручки управления пилотом "от себя" тяга продольно-поперечного управления (циклический шаг) перемещается вниз, наружное кольцо нижнего АП [20] и тарелки верхнего АП [22] отклоняются вперед (с учетом угла опережения), в результате чего конусы вращения лопастей и равнодействующая аэродинамическая сила НВ также синхронно отклоняются вперед.

При движении ручки влево или вправо тяга поперечного управления, смещенная на 90°, отклонит в соответствующем направлении тарелки АП и через качалки — конусы лопастей НВ (рис. 2.19). На рис. 2.19 приведены следующие обозначения: 1 — втулка верхнего несущего винта; 2 — верхняя ползушка; 3, 4, 7, 10, 11, 14, 27, 28, 32 — тяги; 5 — вал верхнего несущего винта; 6 — верхний автомат перекоса; 8 — нижняя ползушка; 9 — шлиц-шарнир; 12 — втулка нижнего несущего винта; 13 — нижний автомат перекоса; 15 — шарикоподшипник; 16 — рычаг поперечного управления нижним автоматом перекоса; 17 — блок поперечного управления нижним автоматом перекоса; 18 — валик рычага поперечного управления; 19 — рычаг поперечного управления; 20 — редуктор; 21 — механизм общего и дифференциального шага (МОДШ); 22 — серьга; 23 — тяга дифференциального шага; 24 — рычаг общего шага МОДШ; 25 — качалка; 26 — кронштейн; 29 — блок продольного управления нижним автоматом перекоса; 30 — рычаг продольного управления нижним автоматом перекоса, 31 — ось рычага продольного управления; 33 — вал нижнего несущего винта; 34 — гайка крепления нижней втулки; 35 — гайка крепления верхней опоры вала верхнего винта; 36 — чехол; 37 — верхняя опора вала верхнего несущего винта; 38 — шлиц-шарнир; 39, 40, 41, 43 — чехлы; 42 — болт; 44 — кольцо; 45 — рым-болт.

Управление общим шагом осуществляется путем изменения углов установки лопастей обоих винтов на одинаковую величину, при этом резьбовой стакан МОДШ 21 перемещается вверх или вниз при помощи качалки управления движением по вертикали (общий шаг совместно), связанной с рычагом шаг-газа. При движении стакана оба ползуна (резьбовая втулка тяги нижней ползушки и резьбовая втулка тяги верхней ползушки) также перемещаются, в результате чего углы установки лопастей и силы тяги верхнего и нижнего винтов одинаково изменяются (как и реактивные моменты винтов), поэтому вертикальное движение вертолета не сопровождается его поворотом по курсу. Следует подчеркнуть, что в отличие от АП одновинтового вертолета ползун (резьбовой стакан) является самостоятельной деталью, поэтому при изменении ОШ кольца АП не перемещаются.

Управление дифференциальным шагом НВ осуществляется следующим образом. Например, при отклонении вперед левой педали усилие от педали через двуплечую качалку путевого управления, тягу и рейку одновременно вызывает вращение стакана 21 и поступательные перемещения в разные стороны резьбовых втулок. Втулки имеют соответственно левую и правую резьбы и связаны с верхней и нижней ползушками, которые изменяют углы установки лопастей верхнего и нижнего НВ в противоположных направлениях. В результате такого управляющего действия суммарная сила тяги НВ практически не изменится, а лишь перераспределится между винтами; реактивные моменты верхнего и нижнего НВ будут разной величины. В итоге вертолет начнет поворачиваться под действием образовавшейся разницы реактивных моментов в сторону вращения с меньшим  $M_p$ .

Для обеспечения путевой балансировки, т.е. выравнивания крутящих моментов винтов при нейтральном положении педалей на режиме висения, углы установки лопастей нижнего винта обычно на несколько градусов больше, чем у верхнего винта.

## 2. Особенности применения вертолетов соосной схемы

Вертолет все чаще становится "составной" частью современных надводных кораблей различного назначения, придавая им совершенно новые качества. В наибольшей степени это относится к вертолетам соосной схемы.

Эффективность применения корабельных вертолетов обычно оценивается преимуществами интегральной системы "вертолет-корабль", что обуславливает ряд специфических требований:

- малогабаритность, т.е. минимизация площади и объема, занимаемых вертолетом на ВПП и в ангаре;
- унифицированность, т.е. пригодность для решения большого числа разнообразных тактических задач;
- автономность — возможность осуществлять длительную эксплуатацию вдали от баз и кораблей;
- перспективность — возможность поддерживать характеристики вертолета и его специальных систем на передовом техническом уровне путем модернизации вертолета в течение длительного времени, соизмеримого со сроками службы кораблей.

Повышенная плотность компоновки вертолета при заданном уровне эффективности — важнейшее требование к корабельному вертолету, поскольку объемы, занимаемые собственно ЛА и авиационным оборудованием для обеспечения полетов (средства технического обслуживания и ремонта, хранилища запасных частей, топлива и масел, помещения для авиационных специалистов), не только сами по себе велики, но и приводят к дополнительному увеличению вод-

измещения корабля из-за необходимости компенсировать вызванное ими снижение устойчивости корабля.

Малогабаритность вертолета позволяет:

- уменьшить площадь палубы для посадки и взлета вертолета при заданных гарантированных зазорах до надстроек корабля;
- уменьшить габариты вертолетоподъемников и объемы ангаров для хранения вертолетов в транспортном положении;
- обеспечить возможность базирования вертолетов на кораблях малого водоизмещения;
- снизить трудоемкость технического обслуживания, особенно в ангарах и трюмах корабля;
- уменьшить объемы помещений для средств технического обслуживания, запасных частей, съемного оборудования целевого назначения и для выполнения ремонтных работ.

В качестве примера обеспечения малогабаритности палубного вертолета рассмотрим механизм складывания лопастей несущего винта с электрическим приводом.

В зависимости от привода существуют различные механизмы складывания лопастей:

- с гидравлическим приводом;
- с электрическим приводом;
- ручные механизмы.

В этих вариантах разница в массе втулок составляет около 100 кг.

Для складывания лопастей несущие винты устанавливаются в такое положение, чтобы лопасти № 1 (1) нижнего и верхнего винтов располагались над хвостовой балкой.

На рукавах втулок лопастей №2 (2) и 3 (3) обоих винтов установлены механизмы поворота лопастей относительно ВШ, поворачивающие осевой шарнир назад (в сторону хвостовой балки) приблизительно на 115°. Таким образом, все шесть лопастей оказываются повернутыми в сторону хвостовой балки и располагаются в секторе, равном 20...22°, благодаря чему габариты машины значительно сокращаются. Механизм поворота лопастей включает в себя электромеханизм и червячный редуктор.

На упрощенной схеме (рис. 2.20) работу механизма складывания лопастей можно представить следующим образом. Механизм состоит из реверсивного электромотора 1 с редуктором, червяка 2 и червячного сектора 3. Деталь 4 жестко связана с лопастью 5, и при работе несущего винта выступ детали 4 выполняет роль постоянного упора, ограничивающего колебания лопасти относительно вертикального шарнира.

При включении электромотора червяк начинает вращать сектор, который выбирает зазор, а затем поворачивает деталь 4, а следова-

тельно, и лопасти винтов назад (по стрелке). В сложенном положении фиксатор удерживает лопасть от поворачивания относительно горизонтального шарнира. Этот фиксатор аналогичен ограничителю взмаха лопасти, но выполнен в виде сектора с необратимой червячной передачей. Необходимость установки его вызвана тем, что после складывания центр тяжести лопасти оказывается за осью горизонтального шарнира.

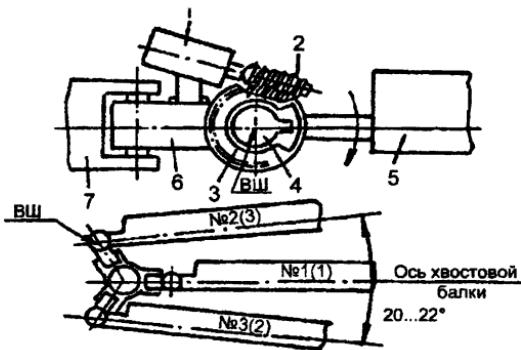


Рис. 2.20. Схема механизма складывания лопастей

Для возвращения лопастей в исходное положение необходимо изменить направление вращения электромотора. В крайних положениях лопастей электромотор отключается концевыми выключателями. Конструкция реального механизма складывания лопастей сложнее, так как на вертикальном шарнире еще имеется демпфер, влияние которого необходимо исключить при повороте. Кроме того, должна быть обеспечена кинематическая связь лопасти с автоматом перекоса (рис. 2.21).

Требование унифицированности вызвано необходимостью использовать один и тот же тип вертолета для выполнения различных целевых задач. Очевидно, что унификация вертолета должна достичься за счет минимального ухудшения характеристик каждого из вариантов целевого назначения.

Унификация позволяет:

- использовать для различных целей применения ограничение число вертолетов, которые можно принимать на один корабль;
- производить в условиях базирования переоборудование вертолета для разных вариантов применения;
- сократить объем и состав оборудования, инструмента и запасных частей и обеспечить задачи снабжения;
- упростить процесс подготовки квалифицированного технического персонала.



Рис. 2.21. Схема складывания лопастей одновинтового (а) и соосного (б) вертолетов

Возможность работать автономно и в составе группы используется при выполнении вертолетами поисковых, спасательных и многих других операций.

### 3. Сближение лопастей

Несущая система соосного вертолета предназначена для создания подъемной силы, а также движущей силы для поступательного движения, для управления вертолетом по тангажу и крену (с помощью соответствующего наклона несущих винтов) и по курсу (с помощью дифференциального изменения общего шага верхнего и нижнего НВ). Несущая система вертолета состоит из колонки НВ и двух соосно расположенных несущих винтов одинакового диаметра с различным направлением вращения. Такая схема приводит к взаимному уравновешиванию реактивных моментов от верхнего и нижнего НВ и позволяет обойтись без дополнительных устройств для гашения  $M_p$ . Кроме того, дифференциальное изменение общего шага на верхнем и нижнем винтах перераспределяет тягу каждого винта без изменения суммарной тяги, что позволяет изменять по величине и направлению значение суммарного реактивного момента от обоих винтов и использовать его для управления вертолетом по курсу.

Несущие винты вертолета устанавливаются друг от друга на расстоянии  $\Delta y_{em} \approx 0,2 \cdot R$  (на вертолете Ка-26 — 1170 мм). Расстояние между винтами выбирают из условия обеспечения необходимого запаса по сближению лопастей, при котором исключается соударение (схлестывание) лопастей верхнего и нижнего винтов на всех режимах и при выполнении эволюции. Сближение лопастей на соосном вертолете происходит по следующим причинам.

Видимый конус ("тюльпан" НВ), образованный вращением лопастей, при горизонтальной составляющей воздушного потока завалывается назад и в сторону наступающей лопасти. Поэтому разные направления вращения верхнего и нижнего НВ приводят в горизонтальном полете к различным завалам "тюльпанов" (рис. 2.22), а следовательно, и к уменьшению расстояния между концами лопастей на определенном азимуте.

Схема завала конусов показана на первой гармонике махового движения лопастей НВ без учета влияния регулятора взмаха и упругих деформаций лопасти при нейтральном положении АП. Примерная схема траектории движения концов лопастей показана на рис. 2.23.

В общем случае сближение концов лопастей верхнего и нижнего винтов обусловлено следующими конструктивными и эксплуатационными факторами [40]:

- вращением винтов и поперечным завалом конусов их вращения в противоположных направлениях;

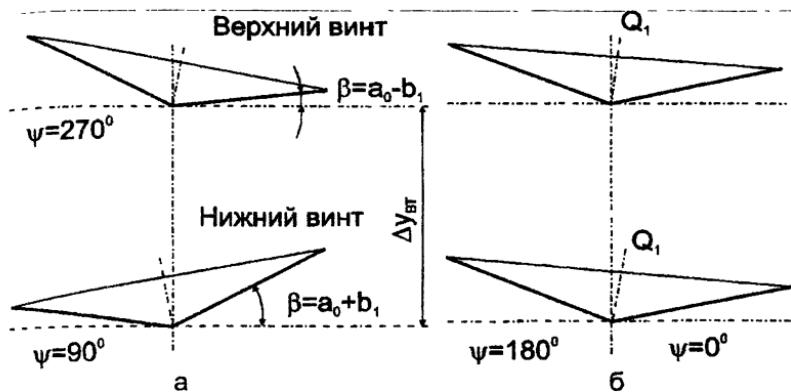


Рис. 2.22. Схема завала конусов несущего винта:  
а — азимуты  $\psi = 270 - 90^\circ$ ; б — азимуты  $\psi = 0 - 180^\circ$

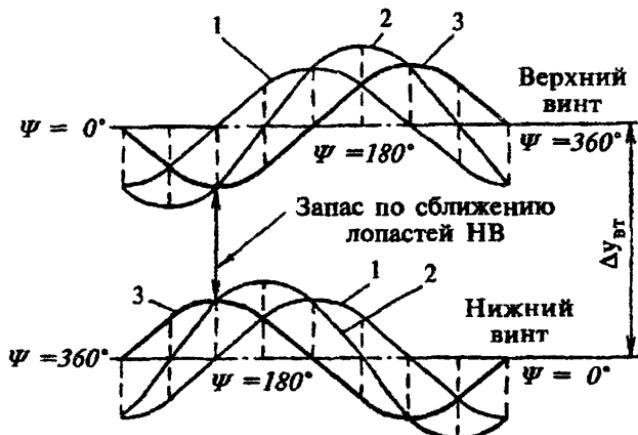


Рис. 2.23. Схема траектории движения концов лопастей

- сравнительной близостью плоскостей вращения винтов ( $\Delta \bar{y}_e = \Delta y_{em}/R \approx 0,2$ );
- дифференциальным изменением углов установки лопастей винтов при путевом управлении вертолетом;
- упругостью лопастей;
- маневрированием и криволинейным движением вертолета в пространстве;
- турбулентностью атмосферы;
- возможностью попадания вертолета в режим вихревого кольца или в спутный след пролетающего летательного аппарата.

На соосных вертолетах, имеющих по три лопасти в каждом винте, существует шесть азимутальных положений, в которых лопасти проходят друг над другом. Эти азимутальные положения "встречи" лопастей отсчитываются по нижнему винту, врачающемуся против часовой стрелки (вид сверху на рис. 2.24).

Вместе с тем, при отклонении ручки управления азимут максимального дополнительного сближения лопастей смещается на  $90^\circ$  в сторону отставания по вращению нижнего винта от направления отклонения ручки.

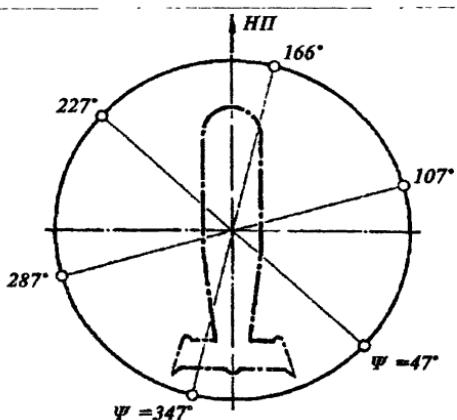


Рис. 2.24. Азимутальные положения "встречи" лопастей верхнего и нижнего винтов

лопастей винтов в азимутальных положениях возможно склестывание концов лопастей, последствия которого очевидны. Поэтому сближение концов лопастей считается безопасным, если  $K_c \leq 0,8$ , что должно выполняться во всевозможных, в том числе усложненных, условиях летной эксплуатации вертолета.

$$K_c = (\Delta y_{\text{вт}} + \Delta y_k) / \Delta y_{\text{вт}}$$

Чем больше  $K_c$ , тем меньше расстояние между концами

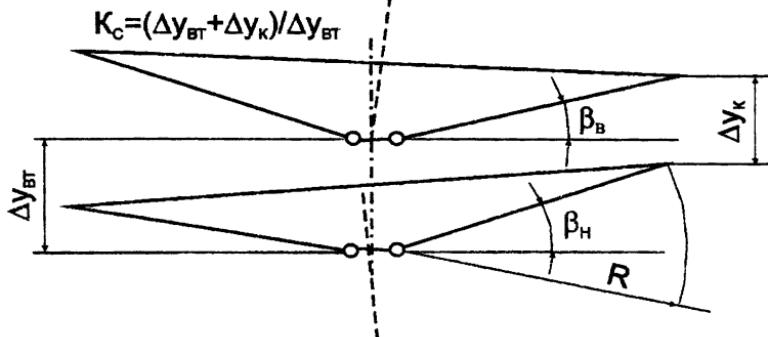


Рис. 2.25. Схема сближения лопастей верхнего и нижнего винтов

#### 4. Взаимовлияние винтов

В общем случае средняя скорость протекания воздуха через каждый из винтов соосной комбинации складывается из скорости набегающего потока, собственной средней индуктивной скорости потока и дополнительной средней индуктивной скорости, вызываемой соседним винтом. Влияние верхнего винта на нижний такое же, как нижнего на верхний.

Иными словами, при формировании из одиночных винтов соосной комбинации между винтами возникает взаимовлияние, изменяющее коэффициенты индукции. Например, мощность, затрачиваемая на взаимное влияние, для равномерно нагруженных соосных винтов на режиме висения составляет 42% индуктивной мощности, которая потребовалась бы при расположении винтов далеко друг от друга [56].

Приведенные данные практически совпадают с данными работ [25, 70], где сказано, что индуктивные потери для соосного несущего винта на осевых режимах работы достигают 41%.

Согласно работам [25, 56], коэффициент индукции несущей системы соосного вертолета на режимах висения и вертикального подъема рассчитывают как для одиночного винта с двойным заполнением с учетом поправок на индуктивные затраты мощности, полагая, что профильные потери эквивалентного и соосного винтов равны. Для плоской прямоугольной лопасти  $I_0 = 1,1$ ; для несущих винтов с прямоугольными закрученными лопастями ( $\Delta\phi_L = 5^\circ$ ) можно принять  $I_0 = 1,05$ .

Зависимость коэффициента индукции для трапециевидных линейно закрученных лопастей соосных несущих винтов на осевых режимах их работы приведена на рис. 2.26.

Коэффициент индукции соосного несущего винта при косой обдувке [25] удобнее определять, как для эквивалентного винта  $I_{co} = A(1 + \alpha_{co})$ , где

$A = f(\tilde{V}, \alpha_{n.e}, \delta)$  — коэффициент, учитывающий соосность системы и двойное заполнение;  $\tilde{V}$  — относительная скорость полета  $\tilde{V}$ , отнесенная к относительной индуктивной скорости на ви-

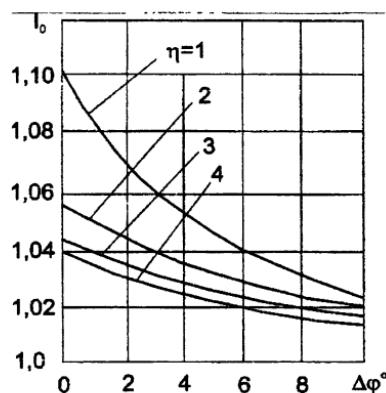


Рис. 2.26. Коэффициент индукции для трапециевидных лопастей соосных несущих винтов на осевых режимах в зависимости от линейной крутки

сении одиночного винта с силой тяги  $T = T_e + T_h$ ,  $\tilde{V} = \bar{V} / \bar{v}_{10}$   
 $\bar{v}_{10}$  — средняя по диску винта осевая индуктивная скорость на винте  
 нии, отнесенная к  $\omega R$ ,  $\bar{v}_{10} = 0,5 \sqrt{\frac{C_T^{\text{экв}}}{\chi}} \approx 0,28 \sqrt{\frac{K_T \cdot \sigma^{\text{экв}} \cdot C_{y0}}{\chi}}$

$K_T = \frac{0,75 + 0,25 \cdot \eta}{0,7 + 0,3 \cdot \eta}$  — коэффициент, учитывающий влияние форм

лопасти в плане на коэффициент силы тяги. Для трапециевидных лопастей коэффициент  $K_T$  соответственно равен 1,0; 0,96; 0,94; 0,92 при  $\eta=1, 2, 3, 4$ ;  $\sigma^{\text{экв}} = 2\sigma_0$ ;  $C_{y0}$  — средняя по диску эквивалентная несущего винта величина коэффициента подъемной силы;  $\chi$  — коэффициент, учитывающий уменьшение силы тяги винта из-за "концевых" потерь,  $\chi = 0,94$ ;  $\alpha_{n,e}$  — угол атаки несущей системы;  $\alpha_{n,e}$  изменяется от 0 до  $-180^\circ$  при всех видах набора высоты, горизонтальном полете и при пологом моторном планировании, от 0 до  $+180^\circ$  при снижении вертолета;  $\delta$  — угол отклонения вихревого следа, т.е. склоненный угол полубесконечного вихревого цилиндра;  $\alpha_{co}$  — коэффициент взаимовлияния верхнего и нижнего винтов соосной системы. В приближенных методах расчета взаимовлияние винтов учитывают поправками на индуктивную мощность в виде множителя  $(1+\alpha_{co})$  — рис. 2.27.

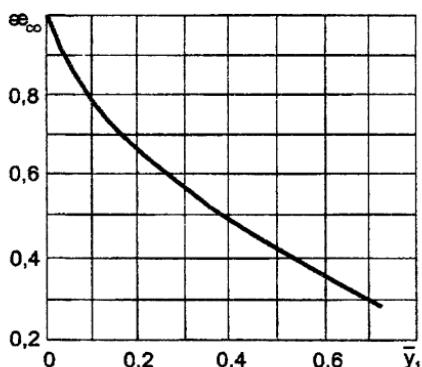


Рис. 2.27. График осредненных значений  $\alpha_{co}=f(\bar{y}_1 = \Delta \bar{y}_{em})$  при  $1,15\sqrt{C_T} < \bar{V} \leq 0,25$

Когда вихревые следы от каждого из винтов перестают пересекаться,  $\alpha_{co}=\text{const}$  и будет одинаковым для плоской и пространственной вихревых систем. При  $\Delta \bar{y}_{em} = 0,2$   $\alpha_{co}=0,656$ .

Под плоской вихревой пеленой понимается замена вихревой системы несущих винтов вихревыми цилиндрами от верхнего и нижнего винтов (вихревые колонны). При увеличении горизонтальной скорости вихревая колонна эквивалентного несущего винта будет все более и более отклоняться назад и при достаточно большой скорости полета и умеренном угле атаки практическим

станет плоской. При этом свободные вихри примут циклоидальную форму. Опыт и теоретическая оценка показывают, что схема пло-

ской вихревой системы несущего винта вполне применима при относительной горизонтальной скорости  $\bar{V} > 1,15\sqrt{C_T}$  [25].

Предельное значение для плоской вихревой пелены, когда  $\delta = 0$ ,  $\alpha_{n.e} = 0$  и  $V \rightarrow \infty$   $A = 0,5$ , а для  $\Delta \bar{y}_{em} = 0,2$  равно  $I_{co} = 0,5(1 + 0,656) = 0,828$ , т.е. одиночный винт имеет на 21% большую индуктивную мощность, чем соосный ( $1/0,828 = 1,21$ ). Величина  $I_0$  может быть определена из рис. 2.28 [44], на котором приведен график осредненных значений  $I_{co} = f(\bar{V}, \alpha_{n.e})$  при  $1,15\sqrt{C_T} < \bar{V} < 0,25$ . В соосной системе расстояние между несущими винтами  $\Delta \bar{y}_{em} = \bar{y}_1$  влияет только на перераспределение тяги между верхним и нижним винтами.

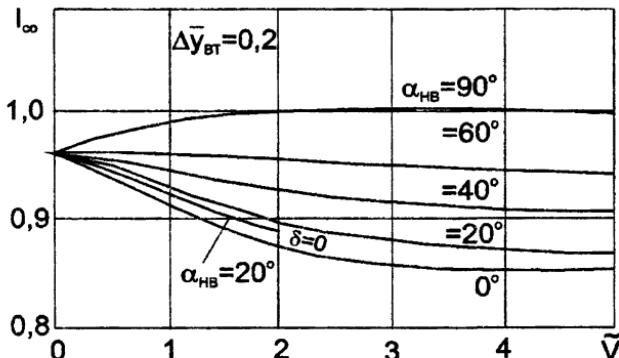


Рис. 2.28. Зависимость  $I_{co} = f(\alpha_{n.e}, \bar{V})$  при  $\Delta \bar{y}_{em} = 0,2$

Диапазон работоспособности зависимости  $\varpi_{co} = f(\Delta \bar{y}_{em})$  определяется областью существования плоской вихревой полосы.

Величина  $I_{co} = 0,828$  является предельной, соответствующей  $V \rightarrow \infty$ ,  $\alpha_{n.e}$  и  $\delta = 0$  ( $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$ ). Принятие  $I_{co}^{pred}$  для максимальной

скорости проектируемого соосного вертолета подтверждает область существования плоской вихревой пелены, но вносит погрешность в определение потребной удельной мощности режима полета, так как требует знания коэффициента  $A$  при максимальной скорости.

В этом случае величину  $I_{co}$  лучше определять по графику (см. рис. 2.28) [44]  $I_{co} = f(\bar{V}, \alpha_{n.e}, \delta)$ .

Ниже приведены результаты вычислений коэффициентов индукции для характерных режимов полета вертолета Ка-26 (табл. 2.2). В таблице для сравнения указаны данные [44, 68] о предельном значении коэффициента индукции  $I_{co}^{pred}$ .

Таблица 2

| Режим полета   | Параметры полета  | Значения коэффициентов                                    | $I_{co}$                       |
|--|---|---|--------------------------------|
| 1. Висение на статическом потолке                          | $H_{cm} = 500 \text{ м}$<br>$V = 0 \text{ км/ч}$          |   | $I_{co}^{H_{cm}} = 0,952$      |
| 2. Полет на динамическом потолке с экономической скоростью | $H_{дин} = 2700 \text{ м}$<br>$V_{дин} = 90 \text{ км/ч}$ | $V_{H_{дин}} = 0,135$<br>$V_{10} = 0,0612$<br>$V = 2,206$ | $I_{co}^{V_{дин}} = 0,866$     |
| 3. Горизонтальный полет на максимальной скорости           | $H = 500 \text{ м}$<br>$V_{max} = 170 \text{ км/ч}$       | $V_{H=500} = 0,225$<br>$V_{10} = 0,0535$<br>$V = 4,77$    | $I_{co}^{V_{max}} = 0,847$     |
| 4. Продолженный взлет на экономической скорости            | $H = 500 \text{ м}$<br>$V_{H=0} = 110 \text{ км/ч}$       | $V_{H=0} = 0,165$<br>$V_{10} = 0,0535$<br>$V = 3,08$      | $I_{co}^{V_{H=0}} = 0,858$     |
| 5. Полет с горизонтальной скоростью $V$                    |   | $V = \infty$<br>$\alpha_{н.в} = 0$<br>$\delta = 0$        | $I_{co}^{\text{пред}} = 0,828$ |

В расчетах (см. лл. 2 и 4 табл. 2.2) использовались результаты летных испытаний двигателя М-14В-26 [40, 70]. Было установлено, что экономическая скорость горизонтального полета при увеличении высоты изменяется незначительно. Согласно данным работы [40], экономическая скорость полета  $V^{*k}=90\ldots 110 \text{ км/ч}$ . В расчетах по п. 2 приняты  $V_{дин}^{*k}=90 \text{ км/ч}$ , а по п. 4  $V_{H=0}^{*k}=110 \text{ км/ч}$ . Полученные результаты совпадают с данными работ [22, 40].

##### 5. Сравнительный анализ аэродинамики вертолета соосной схемы

При сравнительном анализе аэродинамической эффективности вертолетов одновинтовой и соосной схем последняя, на первый взгляд, представляется наименее выгодной, оправданной лишь для уменьшения габаритных размеров.

Сопоставим соосную систему с изолированным НВ, создающим одинаковую с ним тягу. Изолированный НВ может создавать тягу различными способами: увеличением диаметра, числа и хорды лопастей, частоты вращения. Поэтому для сравнения используем понятие эквивалентного винта, который имеет те же диаметр, частоту вращения, хорду, аэродинамические характеристики лопастей и тягу, что и соосный НВ, но вдвое большее заполнение. Другими словами, все лопасти верхнего и нижнего винтов размещены в одной плоскости с НВ.

(эквивалентный), имеют приведенные выше характеристики и требуют различных затрат мощности.

Верхний и нижний винты в соосной системе разнесены, как отмечалось, между собой по вертикали для исключения схлестывания лопастей. Увеличение расстояния между винтами заметно изменяет условия их обтекания воздушным потоком. Верхний винт засасывает воздух из свободного пространства и создает струю, отбрасываемую на нижний винт. Эта струя сжимается и при  $\Delta y_{\text{ст}} \approx 0,2 \cdot R$  составляет ~0,9D (рис. 2.29).

Струя верхнего винта вызывает уменьшение углов атаки и соответственно подъемной силы лопастей нижнего винта. Вместе с тем вследствие сужения индуктивной струи концевые сечения лопастей нижнего винта обтекаются невозмущенным потоком. При этом нижний винт, кроме общего с верхним винтом количества воздуха, дополнительно засасывает воздух концевыми сечениями на  $\Delta F = \pi \cdot R^2 (1 - 0,9^2) \approx 0,2 \cdot F$ . Это означает, что соосный НВ вовлекает в движение массу воздуха на ~20% большую, чем эквивалентный НВ. Поэтому для создания определенного количества движения воздуха (тяги НВ) соосный винт затрачивает мощность, на 3...6% меньшую, чем эквивалентный НВ.

Кроме того, воздушный поток верхнего винта закручен в сторону, противоположную вращению нижнего винта. Из-за этого окружные скорости обтекания сечений лопастей нижнего винта возрастают на величину закрутки, что способствует улучшению аэродинамической эффективности соосной системы. В конечном итоге, несмотря на заметное ухудшение условий работы центральной части нижнего винта в спутной струе верхнего винта, аэродинамическая эффективность соосного НВ, оцениваемая на режиме висения относительным КПД, всегда на 5...10% выше, чем у эквивалентного НВ (рис. 2.30).

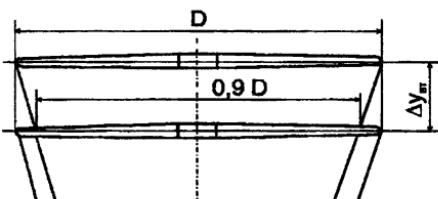


Рис. 2.29. Схема обтекания соосного НВ на режиме висения

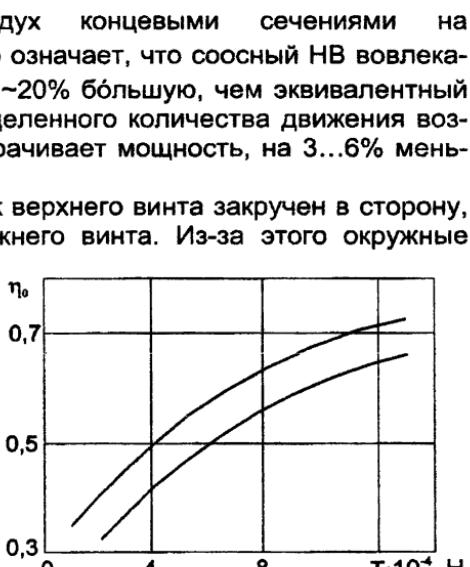


Рис. 2.30. Зависимость относительного КПД от тяги НВ на режиме висения: 1 — соосный НВ; 2 — эквивалентный НВ

Итак, если у соосного НВ разнести верхний и нижний винты, а родинамическая эффективность возрастает, а если их совместить одной плоскости вращения, уменьшается.

Сравним аэродинамическую эффективность соосного и изолированного НВ на режиме висения в одинаковых условиях на примере вертолетов Ка-32 и Ми-17, близких по назначению, габаритным размерам, массам и энерговооруженности.

С учетом отмеченных выше особенностей работы винтов соосного и одновинтового вертолетов  $\eta_c / \eta_o \approx 1,04$  и  $\xi_c / \xi_o \approx 1,1$ . Тогда при  $T_c = T_o$  и  $\rho = \text{const}$  имеем:

$$N_c = N_o \frac{\xi_o \cdot \eta_o \cdot R_o}{\xi_c \cdot \eta_c \cdot R_c} \approx 1,16 \cdot N_o. \quad (2.1)$$

Следовательно, для обеспечения висения соосного вертолета при прочих условиях, требуется мощность двигателя, на 10...20% большая, чем для одновинтового вертолета.

Несмотря на более высокий КПД несущей системы и отсутствие затрат мощности на привод РВ, соосный вертолет уступает в энергетическом совершенстве одновинтовому. Причина этого — существенно меньший НВ соосного вертолета (табл. 2.3).

Таблица 2.

| Вертолет | $m_o$ , кг | $m_{ц.н \max}$ , кг | $H_{cm}$ , м | $D$ , м |
|----------|------------|---------------------|--------------|---------|
| Ка-32    | 11100      | 5000                | 2300         | 16      |
| Ка-17    | 11100      | 4000                | 1760         | 21      |

Если бы сопоставляемые вертолеты имели НВ одинакового диаметра, энергетическое совершенство соосного вертолета на вертикальных режимах было бы на 15% выше, чем у одновинтового:

$$N_c = N_o \frac{\xi_o \cdot \eta_o}{\xi_c \cdot \eta_c} \approx 0,85 \cdot N_o. \quad (2.2)$$

Отсутствие РВ и хвостовой трансмиссии обеспечивает соосному вертолету меньшую массу собственной конструкции и соответственно большую массу целевой нагрузки  $m_{ц.н}$  при равных взлетных массах  $m_o$  с одновинтовым вертолетом, а отсутствие затрат мощности на привод РВ — больший статистический потолок  $H_{cm}$  при равных расположенных мощностях двигателей и взлетных массах вертолетов.

### 2.1.3. Двухвинтовая продольная схема

Вертолет продольной схемы "Чинук" фирмы Boeing-Вертол до настоящего времени справедливо считается своеобразной вершиной конструкторского искусства проектирования вертолетов продольной схемы.

В 40-е годы продольная схема была признана наиболее целесообразной для вертолетов большой грузоподъемности [50]. Судя по числу построенных за рубежом серийных вертолетов, продольная схема занимает второе место и является наиболее распространенной среди транспортных вертолетов с относительно небольшой дальностью полета. Однако к 60-м годам выявились многочисленные недостатки продольной схемы, связанные в первую очередь с вредным взаимовлиянием несущих винтов. Предстоящее внедрение электродистанционных систем управления может позволить уменьшить эти вредные последствия.

Хронологическая последовательность развития серийных вертолетов продольной схемы и их модификаций показана на рис. 2.31:

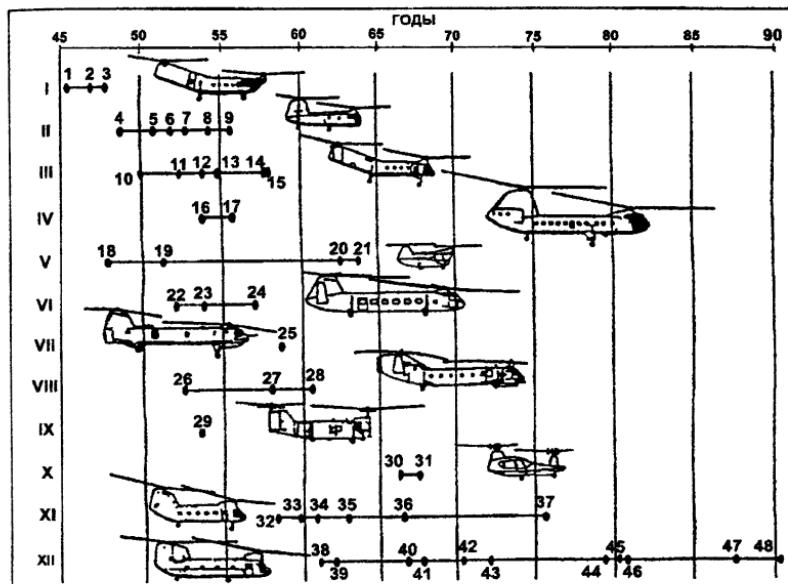


Рис. 2.31. Первые полеты вертолетов продольной схемы

I — Piasecki HRP (1 — XHRP-X; 2 — XHRP-1; 3 — HRP-1);

II — HUP (4 — XHUP-1; 5 — HUP-1; 6 — HUP-2; 7 — H-25A; 8 — HUP-3; 9 — HUP-4);

III — H-21 (10 — HRP-2; 11 — YH-21; 12 — H-21A; 13 — H-21B; 14 — YH-21D; 15 — Mod 106);

IV — H-16 (16 — YH-16; 17 — YH-16A);

V — Jovair/McCulloch (18 — JOV-3; 19 — MC-4C; 20 — JOV-4A; 21 — JOV-4E);

VI — Bristol Type 173 (22 — MK-1; 23 — MK-2; 24 — MK-3);

VII — 192 Belveder (25 — 192);

- VIII — Яковлев Як-24 (26 — Як-24; 27 — Як-24У; 28 — Як-24А);  
 IX — Bell HSL-1 (29 — HSL-1);  
 X — Fliper (30 — Beta 200; 31 — Beta 400);  
 XI — Boeing Model 107 (32 — 107 Proto; 33 — YHC-1A; 34 — 107-35 — CH-46A; 36 — CH-46D; 37 — CH46E);  
 XII — Boeing CH-47 (38 — YHC-1B; 39 — CH-47A; 40 — CH-47-41 — CH-47C; 42 — 347; 43 — CH-47D; 44 — CH-47D; 45 — HCM<sub>k</sub>; 46 — 234; 47 — Mod 360; 48 — MH-47E).

Схема продольного вертолета и действующие на него силы показаны на рис. 2.32.

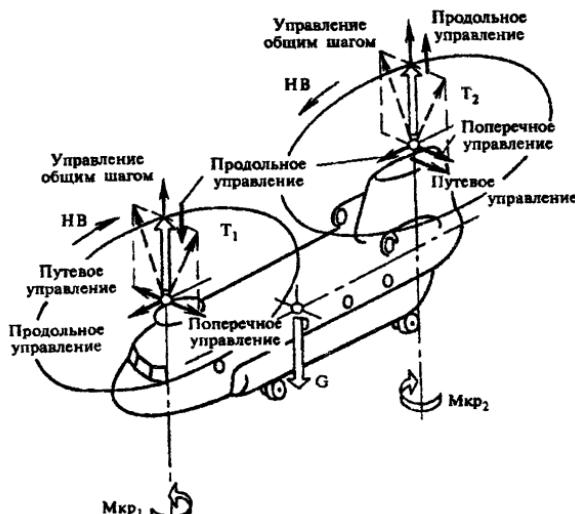


Рис. 2.32. Двухвинтовой вертолет продольной схемы:  
 $T_1$  — тяга переднего винта;  $T_2$  — тяга заднего винта;  $G$  — вес;  $M_{kp1}$  — крутящий момент переднего винта;  $M_{kp2}$  — крутящий момент заднего винта

Учитывая ограниченный выпуск вертолетов продольной схемы в настоящее время (см. рис. 2.31) и сложившийся "образ" продольной схемы на примере вертолета "Чинук", дадим краткое описание этого аппарата.

**Конструкция вертолета.** Вертолет "Чинук" выполнен по двум винтовой схеме со значительным перекрытием несущих винтов.

Цельнометаллический фюзеляж полумонококовой конструкции состоит из трех частей: носовой, средней и задней. Каждая из этих частей имеет набор из шпангоутов и стрингеров и работающую алюминиевую обшивку.

В носовой части фюзеляжа размещены кабина летчиков и отсек радиооборудования. Остекление кабины обеспечивает хороший обзор. С обоих бортов кабины имеются аварийные сбрасываемые двери для первого и второго летчиков. Расположенные рядом в носовой части фюзеляжа сиденья летчиков можно регулировать. У входа в кабину находится откидывающееся сидение, предназначенное для бортинженера или командира десантников.

Средняя часть фюзеляжа, служащая грузовой кабиной, имеет постоянное прямоугольное сечение по всей длине. Конструктивно она выполнена из четырех панелей: верхней с нишней по всей длине для валов трансмиссии, двух боковых с окнами и силовой нижней с грузовым полом из магниевого сплава. Размеры грузовой кабины — 9,15x2,28x1,98 м.

В транспортном варианте в кабине можно разместить тактические снаряды класса "земля-земля", различного типа грузовые машины или легкий автомобиль-вездеход с прицепом. В десантном варианте в кабине могут разместиться 33 вооруженных десантника или 27 вооруженных парашютистов, в санитарном варианте — 24 раненых на носилках в четыре яруса и сопровождающие санитары.

Для перевозки крупногабаритных грузов на внешней подвеске в полу грузовой кабины имеется квадратный люк с изогнутой поперечной балкой, на которой установлена грузовая лебедка грузоподъемностью 9 т с гидравлическим приводом. Для улучшения поперечной устойчивости и уменьшения крена вертолета при перевозке грузов на внешней подвеске лебедка может перемещаться в поперечном направлении с помощью специального привода, управляемого летчиком.

Пол грузовой кабины рассчитан на распределенную нагрузку 975 кг/м<sup>2</sup> и сосредоточенные нагрузки (при перевозке колесных транспортных средств) — 450 кг на каждое колесо. В задней части кабины пол усилен и может воспринимать сосредоточенные нагрузки до 1130 кг. В полу имеются узлы для крепления грузов. С правого борта находится главная дверь.

По бокам фюзеляжа расположены два контейнера-обтекателя, выполненные из слоистых панелей с сотовым алюминиевым заполнителем. В контейнерах размещены мягкие топливные баки и электрооборудование. Обшивка контейнеров герметична, поэтому их можно использовать в качестве поплавков при вынужденной посадке на воду. Нижняя часть фюзеляжа также герметизирована.

**Несущие винты** трехлопастные с шарнирным креплением лопастей. Горизонтальные шарниры имеют небольшой разнос, а вертикальные — отнесены значительно от оси вращения несущего винта; осевые шарниры расположены между вертикальными и горизонтальными шарнирами.

Все подшипники в шарнирах имеют отдельный подвод смазки и закрыты уплотнителями. Втулки несущих винтов снабжены гидравлическими демпферами.

Во время стоянки вертолета лопасти его складываются, для чего несущие винты устанавливаются вдоль фюзеляжа. Лопасти несущих винтов имеют прямоугольную форму в плане и геометрическую по линейную крутку. Лопасть имеет модифицированный профиль NACA 0012. Конструкция лопасти выполнена из кленого стального с образного лонжерона, к которому крепится хвостовая часть лопасти состоящая из секций. Обращенная к носку крыла выпуклая часть лонжерона представляет собой С-образный профиль из нержавеющей стали, имеющий форму носка. Задняя стенка лонжерона выполнена из стали. В носке лонжерона устанавливается противовес из стали, поддерживающий передней стенкой лонжерона из нержавеющей стали. Для лопастей используется жидкостная противообледенительная система.

**Силовая установка и трансмиссия.** На первых серийных вертолетах силовая установка состояла из двух ТВД мощностью по 2200 л.с., расположенных в гондолах-обтекателях сверху фюзеляжа по обе стороны пилона заднего несущего винта. Гондолы имеют легкосъемные панели, облегчающие обслуживание и осмотр двигателей.

**Схема управления.** Управление осуществляется посредством изменения общего и циклического шагов несущих винтов. Управление на вертикальных режимах достигается изменением общего шага обоих несущих винтов. Путевое управление в горизонтальном полете осуществляется за счет поперечного изменения циклического шага каждого несущего винта в противоположном направлении. При боковом управлении вертолетом циклический шаг обоих несущих винтов изменяется в одном направлении.

Вертолет имеет две бустерные системы управления, которые нематически связаны с электронной стабилизирующей системой, повышающей устойчивость аппарата. Выход из строя одной бустерной системы совершенно не влияет на величину усилия на ручке.

**Шасси** четырехколесное с неубирающимися амортизационными стойками, имеющими спаренные колеса. Обе задние амортизационные стойки могут подгламывать таким образом, что длина их значительно сокращается и высота пола у заднего грузового люка уменьшается. Передние стойки имеют масляно-воздушную амортизацию. Задние стойки самоориентирующиеся. Все четыре пары колес снажены тормозами.

На вертолете имеется вспомогательная силовая установка для привода агрегатов и запуска основных двигателей без наземных источников мощности, которая дает возможность проверить работу всех систем без запуска основных двигателей.

Электрическая система вертолета питается от двух генераторов переменного тока, размещенных непосредственно на редукторах двигателей.

Топливная система вертолета состоит из двух мягких протектированных баков, установленных в контейнерах-обтекателях, которые расположены по обе стороны фюзеляжа, и подкачивающего топливного насоса. Баки заполняются топливом самотеком; при этом обеспечивается аварийный слив горючего. Из каждого бака топливо может поступать в один или оба двигателя. Без использования подкачивающего насоса топливная система может работать до высоты 1800 м.

Отопительное устройство в кабине вертолета может поддерживать температуру не ниже 5°С.

**Компоновка вертолета продольной схемы** характеризуется следующим: расположением двух двигателей перед редуктором заднего несущего винта, наличием синхронизирующего вала между передним и задним несущими винтами, расположением заднего редуктора в верхней части пилона, наличием распределительно-объединительного редуктора и шасси.

Компоновочная схема вертолета приведена на рис. 2.33.

На рис. 2.34 показана компоновка вертолета Вертол Н-21С "Шохи".

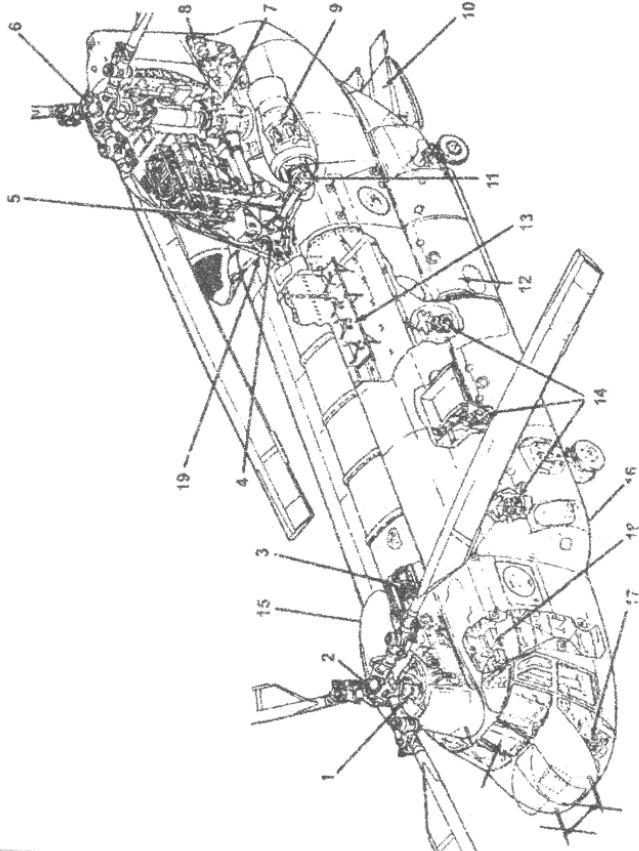
### *1. Несущая система вертолета продольной схемы*

В двухвинтовой продольной схеме несущие винты расположены один за другим вдоль фюзеляжа (тандем) и вращаются в разных направлениях с одинаковыми оборотами, взаимно уравновешивая их реактивные моменты. Такой способ парирования реактивных моментов несущих винтов, если они не перекрыты, не требует потерь мощности. В случае перекрытия несущих винтов потери мощности будут от взаимовлияния "перекрытых" винтов. При перекрытии лопасти обоих винтов вращаются всегда синхронно, и в зоне "перекрытия" лопасть одного винта должна находиться между двумя лопастями другого; ни при каких условиях лопасти одного винта не должны соприкасаться с лопастями другого, в противном случае произойдет их склестывание.

Диски несущих винтов обычно имеют перекрытие 30...50%; при этом расстояние между осями винтов составляет  $(1,7\dots1,5)R$  [35].

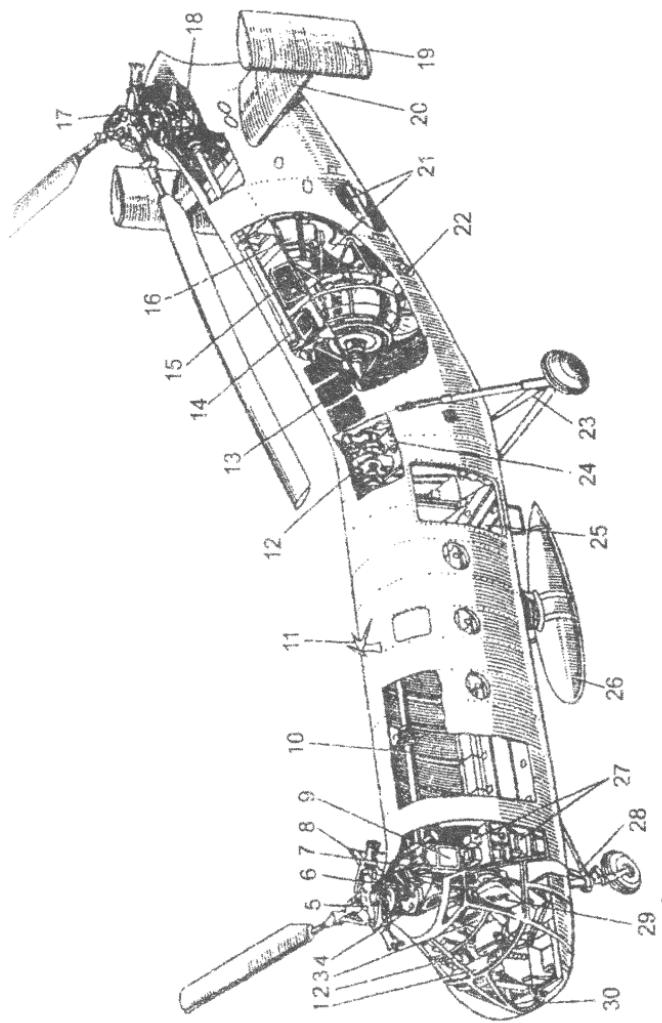
Для уменьшения аэродинамического влияния переднего винта на задний и исключения склестывания лопастей задний винт устанавливают на пилоне, выше переднего винта на  $(0,3\dots0,5)R$  [35].

Иногда плоскости вращения обоих винтов лежат в одной наклонной плоскости, для чего втулку заднего винта размещают с некоторым



**Рис. 2.33. Компоновочная схема модернизированного вертолета CH-47D:**

1 — редуктор переднего несущего винта; 2 — втулка переднего несущего винта; 3 — втулка заднего несущего винта; 4 — синхронизирующий вал; 5 — промежуточный редуктор; 6 — масляный радиатор редуктора; 7 — редуктор заднего несущего винта; 8 — вспомогательная силовая установка; 9 — турбовальный двигатель Т55-Л-11; 10 — грузовая рампа; 11 — редуктор двигателя; 12 — топливные баки; 13 — сдвоенные для 44 пассажиров или носилки для 24 раненых; 14 — три грузовых крюка для перевозки грузов массой до 12700 кг; 15 — спасательная лебедка; 16 — оттяжки, обеспечивающие плавучесть при посадке на воду; 17 — усовершенствованная система управления; 18 — оборудование для выполнения транспортных операций; 19 — корпуса несущего винта; 20 — крепла экипажа, рассчитанные на аварийную посадку.



**Рис. 2.34. Компоновочная схема вертолета Вертолет Н-21С "Шони".**

1 — приборная доска; 2 — автопилот и радиокомпас; 3 — сиденье первого пилота; 4 — редуктор; 5 — втулка; 6 — автомат перекоса; 7 — гидроакумулятор; 8 — пебедка; 9 — дверь; 10 — вал трансмиссии; 11 — вал трансмиссии; 12 — промежуточный редуктор; 13 — воздухозаборники двигателя; 14 — воздухозаборник карбюратора; 15 — маслорадиатор; 16 — маслобак; 17 — втулка; 18 — редуктор; 19 — кильевые шайбы; 20 — стабилизатор; 21 — окна для выхода охлаждающего воздуха; 22 — выхлопные патрубки; 23 — главные стойки шасси; 24 — стабилизатор; 25 — топливный бак; 26 — подвесной топливный бак; 27 — радиооборудование; 28 — передняя стойка шасси; 29 — сиденье второго пилота; 30 — обогрев кабины

превышением над втулкой переднего, а оси винтов наклоняют вперед [17].

Двухвинтовые вертолеты продольной схемы с расположение заднего винта над передним взлетают так, чтобы несущие винты располагались в одной плоскости. Это ликвидирует крен, создаваемый парой боковых сил.

Продольная схема вертолета имеет следующие преимущества:

- 1) хорошая продольная устойчивость;
- 2) широкий диапазон центровок;
- 3) высокая массовая отдача при полете на относительно малых расстояниях;
- 4) большие объемы фюзеляжа (большая полезная емкость);
- 5) возможность использования несущих винтов меньшего диаметра (по сравнению с одновинтовой схемой) при одинаковой взлётной массе.

Недостатки:

- 1) сложные конструкции систем управления;
- 2) большие индуктивные потери при полете с горизонтальной скоростью; работа заднего винта в струе переднего становится источником значительных вибраций, переменных нагрузок и шума;
- 3) необходимость надежной синхронизации вращения несущих винтов;
- 4) сложная посадка на авторотирующих винтах с режима плавирования;
- 5) большие моменты инерции по тангажу и крену, нестационарные аэродинамические моменты фюзеляжа и низкая эффективность путевого управления ухудшают характеристики управляемости вертолетом;
- 6) пилон заднего винта увеличивает массу конструкции.

Продольную схему можно считать приемлемой для средних и больших вертолетов.

Двухвинтовые вертолеты продольной схемы обычно компонуются с частичным перекрытием несущих винтов, обеспечивающим необходимую длину фюзеляжа и увеличение массовой отдачи вертолета.

В зоне частичного перекрытия лопасти работают при увеличенных осевых скоростях из-за взаимного индуктивного влияния, что увеличивает мощность, потребную для их работы при данной силе тяги, и уменьшает силу тяги при постоянной мощности.

Уменьшение силы тяги относительно невелико и может быть представлено эмпирической зависимостью  $\Delta T_* \approx 0,0667(2 - L_{H,B})$ .

$L_{H,B} = \frac{L_{H,B}}{R} \leq 2$  (рис. 2.35). Эффективная сила тяги несущей системы определяется величиной  $T_0 = m \cdot g$  (где  $m$  – масса вертолета), мощность, потребная на ее создание, — силой  $T = T_0 + \Delta T_*$ .

Отмеченное выше взаимовлияние от перекрытия несущих винтов приближенно может быть оценено через соответствующий коэффициент потерь мощности [17]:

$$\xi = \xi_T \cdot \xi_{\text{охл}} \cdot \xi_{\text{пер}},$$

где  $\xi_T$  — коэффициент потерь на трение в трансмиссии;  $\xi_{\text{охл}}$  — коэффициент потерь на охлаждение;  $\xi_{\text{пер}}$  — коэффициент, учитывающий потери на взаимовлияние при перекрытии,  $\xi_{\text{пер}} = (0,13 \frac{L}{D} + 0,74)^{3/2}$ ;  $\frac{L}{D}$  — отношение расстояния между концами симметрических дисков к диаметру (рис. 2.35). При  $\frac{L}{D} = 2$  — винты установлены без перекрытия и  $\xi_{\text{пер}}$ , т.е. потеря на взаимовлияние нет.

Для соосных винтов  $\frac{L}{D} = 1$  и  $\xi_{\text{пер}} = (0,87)^{3/2} = 0,81$ , что соответствует уменьшению общей тяги соосно расположенных винтов на расстоянии друг от друга на  $0,1D$  по вертикали по сравнению с изолированными винтами ( $T_{\text{общ}} = 1,74 \cdot T_{\text{из}}$ ) без учета увеличения подсоса активной массы воздуха частью лопастей, большей  $0,9D$ , нижнего несущего винта.

Продольное управление осуществляется изменением величин сил тяги несущих винтов с помощью дифференциального общего шага. Поперечное управление обеспечивается поперечным наклоном векторов сил тяги с помощью циклического шага; управление по высоте — общим шагом несущих винтов; путевое управление — дифференциальным поперечным наклоном векторов сил тяги несущих винтов.

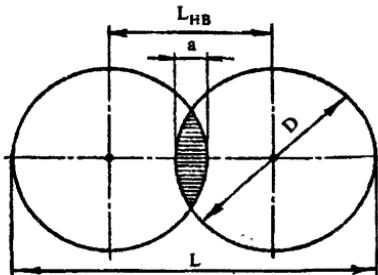


Рис. 2.35. Схема несущих винтов с перекрытием

## 2. Сравнительный анализ аэродинамики вертолета продольной схемы

Сравнительный анализ проведен для режимов: висения, полета на практическом потолке, полета на крейсерской скорости.

**Режим висения.** Общие потери мощности на привод рулевого винта у вертолета одновинтовой схемы составляют около 11%.

Трансмиссия вертолета продольной схемы в любой компоновке имеет большее число ступеней редукции, в каждой из которых теря-

ется около 1% мощности. Поэтому потери в трансмиссии вертолета продольной схемы всегда выше не менее чем на 1%.

У вертолетов продольной схемы выше и потери мощности на обдувку фюзеляжа. Если у вертолета одновинтовой схемы эти потери в основном не более 3...3,5% ( $\Delta \bar{T} = 2\ldots 2,3\%$ ), то потери у вертолета "Чинук" составляют около 7% ( $\Delta \bar{T} = 4,7\%$ ).

Потери мощности на перекрытие винтов у вертолета продольной схемы с трехлопастными винтами составляют ~8%.

Таким образом, в сумме эти потери на вертолете типа "Чинук" на 1,5% выше, чем на одновинтовом вертолете.

У вертолета продольной схемы из-за меньшего заполнения всегда ниже КПД винта (сравнивают винты с одинаковой аэродинамической компоновкой лопастей — формой в плане, профилировкой и круткой). В результате этого у вертолета "Чинук" коэффициент тяги ниже на 5...6%, чем у вертолета одновинтовой схемы при одинаковой взлетной массе.

Соотношение между потребной для висения мощностью двигателей  $N_{\text{дв.1}}$  для вертолета одновинтовой схемы и  $N_{\text{дв.2}}$  вертолета продольной схемы может быть описано формулой

$$\frac{N_{\text{дв.1}}}{N_{\text{дв.2}}} = \sqrt{\frac{p_1}{p_2} \cdot \left( \frac{K_{\text{обд.2}}}{K_{\text{обд.1}}} \right)^{3/2} \cdot \xi_{\text{пер}} \cdot \frac{\eta_2 \cdot \xi_2}{\eta_1 \cdot \xi_1}}, \quad (2.3)$$

где  $p_1$ ,  $p_2$  — средняя удельная нагрузка на площадь, ометаемую НВ для вертолетов одновинтовой и продольной схем;  $K_{\text{обд.1}}$ ,  $K_{\text{обд.2}}$  — коэффициент потерь на обдувку планера вертолетов одновинтовой и продольной схем;  $\xi_{\text{пер}}$  — коэффициент потерь тяги из-за перекрытия винтов для вертолета продольной схемы на режиме висения;  $\eta_2$  — КПД изолированного несущего винта вертолетов одновинтовой и продольной схем;  $\xi_1$ ,  $\xi_2$  — коэффициенты использования мощности.

Из выражения (2.3) следует, что потребная для висения мощность вертолета продольной схемы может оказаться ниже, чем у вертолета одновинтовой схемы, только при меньшей удельной нагрузке.

В целом по режиму висения вертолета продольной схемы можно утверждать, что преимущество в потребной мощности, даже если оно имеется, не может быть реализовано из-за ограничений мощности пропускаемой трансмиссией, т.е. вертолеты обеих схем имеют статический потолок, равный заданному [51].

**Режим полета на практическом потолке.** Под практическим потолком понимается высота полета вертолета, на которой скорость подъемности  $V_y = 0,5 \text{ м/с}$ .

Для вертолета продольной схемы режим полета на практическом потолке оказывается критическим, так как на этом режиме большую долю потребной мощности составляет мощность на взаимоиндукцию винтов.

В общем случае потери мощности на взаимоиндукцию могут быть оценены как

$$\Delta N_{\text{взаим}} = \alpha_{np} (2N_i), \quad (2.4)$$

где  $2N_i$  — индуктивная мощность двух изолированных НВ, определяемая по формуле

$$2N_i = \zeta F(\omega R)^3 \frac{C_t^2}{4\mu}, \quad (2.5)$$

где  $\alpha_{np}$  — коэффициент взаимоиндукции несущих винтов (рис. 2.36). Приведенные значения  $\alpha_{np}$  пригодны для использования только на режимах полета при  $\mu \geq 0,15$ .

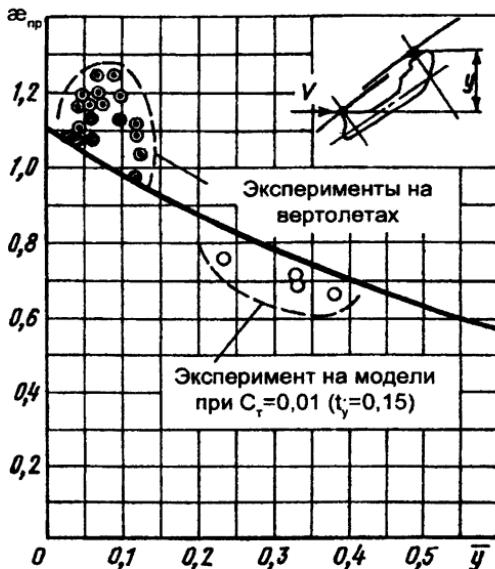


Рис. 2.36. Зависимость коэффициента взаимоиндукции  $\alpha_{np}$  от относительного превышения  $\bar{y}$  заднего несущего винта над передним у вертолета продольной схемы

При полете на практическом потолке эффект размещения заднего НВ над передним у вертолета продольной схемы почти полностью исчезает, и потери мощности на взаимоиндукцию оказываются максимальными [51].

**Полет на крейсерской скорости.** При полете на крейсерской скорости индуктивные потери составляют малую долю общих потерь и не играют существенной роли в определении потребных мощностей сравниваемых вертолетов.

На потребную мощность на крейсерской скорости полета влияет вредное сопротивление несущих элементов вертолетов, которое для вертолета продольной схемы в целом будет больше. Следовательно, потребная мощность будет более высокой как на крейсерской скорости, так и на всех больших скоростях. В полете на заданную дальность это скажется на потребных значениях массы топлива [51].

Один из способов уменьшения потерь на взаимное влияние несущих винтов заключается в размещении на пylonе заднего НВ. При этом следует учитывать высоту пилона, при которой сумма потерь тяги и увеличения массы конструкции минимальна.

Продольная устойчивость вертолета при полете вперед улучшается за счет расположения ЦТ аппарата не посередине между НВ, а примерно на 40%-ном расстоянии от переднего НВ. Это означает, что эффективность заднего винта еще более уменьшается из-за работы лопасти с пониженным средним  $C_y$ . По этой причине коэффициент заполнения для заднего НВ должен быть меньше, чем для переднего (при одинаковых диаметрах винтов). Улучшения характеристик вертолета можно достичнуть путем применения лопастей с различной круткой на переднем и заднем винтах и другими конструктивными мерами [56].

Продольная схема характеризуется также тем, что во всем диапазоне скоростей несущие винты потребляют разную мощность. При разгоне вертолета потребная мощность  $N_{задн} \geq N_{пер}$ , в результате чего в середине диапазона скоростей появляется значительный момент рыскания, который уменьшается на больших скоростях. Существенное уменьшение момента рыскания на малых скоростях может быть достигнуто путем создания положительного раз渲ла осей несущих винтов в продольном направлении (оси винтов пересекаются ниже ЦТ вертолета).

Эффекта уменьшения угла конусности НВ за счет его разгрузки можно достичнуть применением сильно разнесенных ГШ или введением в шарниры упругих элементов. Разнос осей ГШ у заднего НВ должен быть больше, чем у переднего. НВ с сильно разнесенными осями ГШ имеют дополнительное преимущество в устранении срыва на идущей назад лопасти вплоть до  $V_{max}$ , достижимой вертолетом.

Другой особенностью вертолета продольной схемы является складывание лопастей несущих винтов между осями последних, например, при корабельном базировании вертолета (рис. 2.37). Подробнее о системах складывания лопастей изложено выше.

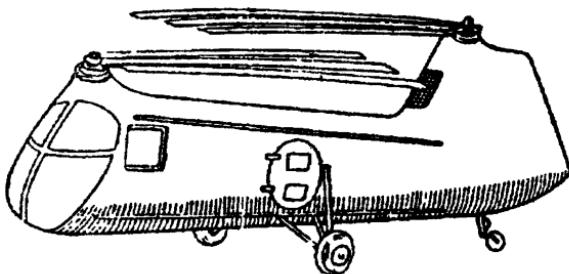


Рис. 2.37. Вертолет со сложенными лопастями

## 2.2. Основные тенденции развития и применения вертолетов

Лет 60 назад о вертолетах говорили: они малозакономичны, перевозимый ими груз относительно мал, скорости полета невелики, их механизмы сложны, хрупки и дорогостоящи, винтокрылые аппараты склонны к вибрациям, устойчивость их недостаточна и т.д. Потребовалась большая и напряженная работа, прежде чем вертолет окончательно вошел в повседневную жизнь как ЛА.

Растущая потребность в вертолетах объясняется следующими факторами:

- вертолет способен совершать медленные управляемые полеты на вертикальных режимах;
- разрабатываемые в настоящее время значительные усовершенствования в области технологии производства винтокрылых машин позволяют существенно улучшить летные характеристики вертолетов, их надежность и эксплуатационные характеристики (повышение безопасности полетов, облегчение пилотирования благодаря использованию усовершенствованных НВ и трансмиссий, новых систем снижения вибраций, а также систем повышения устойчивости);
- расширяются области применения вертолетов.

Ниже приведены материалы исследований вертолетной техники [52].

### 1. Новейшая технология создания несущего винта

В последние годы достигнуты успехи в области конструирования НВ: в аэродинамике, конструкции лопастей и втулок несущих винтов, а также в использовании материалов.

На основе методов вихревой теории разработано новое семейство вертолетных аэродинамических профилей. Теперь вопросы аэродинамической компоновки лопастей увязываются с условиями их работы.

Совершенствуются методы расчета с учетом взаимосвязи упруго-  
массовых характеристик, формы лопасти в плане и нагрузок в полете.  
Все это позволило улучшить качество НВ с 6 до 8...9 и сохранить ве-  
личину шарнирных моментов с ростом скорости полета в 1,5 раза.  
Существенная роль при этом отводится применению КМ, позволяю-  
щих получить требуемые параметры, точность геометрии сечений  
профиля и качество поверхности лопасти, что определяет технологию  
изготовления агрегата (метод намотки или метод прессования в нега-  
тивной матрице). Наряду с положительным решением многих вопро-  
сов, лопасти из КМ имеют существенно большие уровни ресурсов  
надежности, живучести несущих систем вертолетов при повреждени-  
ях. Для справки, стеклопластиковые серийные лопасти вертолета Ка-  
26 к середине 1984 г. "налетали" 2,5 млн. часов и не имеют ограни-  
ний по ресурсу.

Экспериментально доказано, что тяга НВ с лопастями из ПКМ  
возрастает на 10% по сравнению с металлическими лопастями.

Потенциальные возможности конструкций из КМ нашли свое при-  
менение в конструкции втулок НВ, тяг управления и автоматов пере-  
коса, появилась возможность перехода к техническому обслуживанию  
"по состоянию".

Влияние конструкции и технологии изготовления втулок НВ на  
многие характеристики вертолета привело к созданию бесшарнирных  
втулок и втулок с шарнирами, не требующими смазки.

В свою очередь, упрощение конструкции втулок открывает даль-  
нейшие перспективы снижения вредного сопротивления цепи "опоры  
несущего винта — втулка", которое в настоящее время может состав-  
лять 30% общего лобового сопротивления вертолета.

## **2. Снижение вредного сопротивления ненесущих элементов конструкции**

Конструкторы вертолетов всегда стремились к снижению вредно-  
го сопротивления ненесущих частей. Исследования показывают, что  
реальной стала задача снижения вредного сопротивления ненесущих  
элементов вертолета в 3,5...4 раза. В сочетании с усовершенствова-  
ниями НВ это позволит вертолетам будущего достичь крейсерских  
скоростей ~350км/ч.

## **3. Применение конструкционных материалов в конструкции каркаса вертолета**

Препятствием к широкому применению КМ в конструкциях верто-  
летов являются: способность накапливать статическое электричество,  
опасность при ударе молнии, радиопрозрачность, отсутствие единого

электрического потенциала между различными элементами конструкции и т.д. Однако в России уже созданы вертолеты, в которых применение КМ достигает 35% массы планера.

#### *4. Вертолетное двигателестроение*

Исторически сложилось так, что развитие авиации шло по пути строительства самолетов и вертолетов большой взлетной массы и размерности, предназначенных для перевозки большого количества пассажиров и грузов. Из поля зрения авиастроения выпало создание легких ЛА.

Естественно, что в первом случае усилия двигателестроителей были направлены на улучшение расходных, удельных и массовых параметров двигателей, их электроники и автоматики; во втором случае остается пожелать создания широкой гаммы легких и экономичных двигателей размерностью от нескольких десятков до нескольких сотен киловатт. Это позволило бы конструктору вертолета не "привязываться" к неоптимальному двигателю и не подгонять под него проектируемый вертолет.

#### *5. Внедрение электронных систем*

Создание всепогодных вертолетов и вертолетных авиалиний поблещет за собой разработку кабины новой конструкции, снижающей рабочую нагрузку на летчика. Характерной особенностью кабин в этом случае станет широкое использование микропроцессоров, электронно-лучевых индикаторов и т.п.

В состав штатного оборудования вертолетов войдут системы обеспечения "слепого" полета, автоматического захода на посадку и выполнения самой посадки вплоть до касания колес ВПП. Наличие на борту вертолета таких систем позволит экипажу уверенно работать даже в районах, не имеющих хорошего навигационного обеспечения. Первые подобные системы уже созданы (вертолет Ка-32).

Создание всепогодных систем позволит реализовать преимущества, присущие вертолетам.

#### *6. Снижение эксплуатационных затрат*

Основными требованиями заказчиков к вертолету является не только повышение производительности и снижение начальной стоимости машин, но и уменьшение эксплуатационных расходов. Однако качественный рост вертолетов не ведет к снижению его стоимости.

Только решения, упрощающие конструкцию, усовершенствование с целью предупреждения отказов, приобретение опыта и формирова-

ние взглядов на обслуживание "по состоянию" ведут к планомерному снижению эксплуатационных затрат для любой массовой категории вертолета.

## 7. Структурные изменения в типах вертолетов

Наметившейся за рубежом в вертолетостроении тенденцией является изменение производства вертолетов по типу силовой установки: с одним ПД, с одним, двумя и более ГТД. Для военных целей будут преобладать вертолеты с двумя и более ГТД. Значительное уменьшится производство вертолетов с одним ГТД и почти не будет поставок вертолетов с ПД. Для гражданских вертолетов их производство с ПД будет таким же, как вертолетов с одним ГТД; поставки вертолетов с двумя и более ГТД будут нарастать.

Для вертолетов последнего поколения будут характерны следующие особенности развития вертолетостроения:

- большая скорость полета за счет уменьшения лобового сопротивления и создания высокоэффективных винтов, способных использовать большие мощности силовой установки на повышенной скорости;
- увеличение относительной массы коммерческой нагрузки за счет совершенствования эффективности НВ на режиме висения и снижения массы пустого вертолета в результате применения новых конструкционных материалов;
- снижение километровых расходов топлива за счет улучшения обтекаемости фюзеляжа и сокращения удельного расхода топлива двигателей;
- более высокая эффективность выполнения полетных заданий, повышение живучести и надежности за счет внедрения конструкций из КМ;
- снижение рабочей нагрузки на пилота за счет комплексного внедрения электронных систем;
- уменьшение летного и технического персонала.

При одной и той же мощности силовой установки целевая нагрузка вертолета зависит от отношения массы его конструкции к взлетной массе и от коэффициента полезного действия (КПД) несущего винта. Масса конструкции первых вертолетов была относительно большой. За время, прошедшее с начала выпуска серийных вертолетов, отношение их целевой нагрузки к массе конструкции увеличилось с 0,55 (вертолет "Алуэтт I", снабженный ПД) до 0,75 (вертолет "Алуэтт II") и до 1,0 (вертолет SA.341 "Газель", снабженный ТВД Турбомека "Астразу" XIV).

Сейчас отношение целевой нагрузки вертолета к массе его конструкции составляет около 1,5.

Вертолет традиционно считался транспортным средством, не рассчитанным на большие скорости полета. Однако его скорость становится важным параметром во многих областях применения вертолетов.

Прогресс в этом направлении характеризуется ростом рекордных скоростей вертолетов:

- 178 км/ч — вертолет Сикорский R-5A, 1944 г.;
- 208 км/ч — вертолет Сикорский S-52, 1949 г.;
- 236 км/ч — вертолет Пясецкий YN-21, 1953 г.;
- 305 км/ч — вертолет Аэроспасиаль SA-321, 1963 г.;
- 390 км/ч — вертолет Сикорский S-61F, 1965 г.;
- 450 км/ч — вертолет Сикорский S-69, 1978 г.

Эти достижения были получены на специально подготовленных вертолетах.

Увеличение максимальной скорости требует установки на вертолет более мощных двигателей, что приводит к значительному расходу топлива. Другой способ роста максимальной скорости на вертолете без увеличения мощности двигателей заключается в снижении вредного сопротивления, на преодоление которого на максимальной скорости расходуется более 45% располагаемой мощности. Наибольшее сопротивление (около 50% всего вредного сопротивления) имеют втулка НВ и шасси.

Важным вопросом при проектировании является уровень шума, создаваемого вертолетом. Ограничения ИКАО приведены на рис. 2.38.

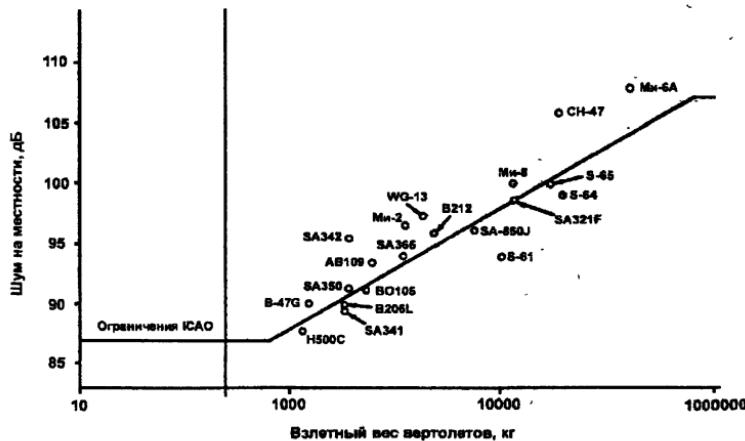


Рис. 2.38. Ограничения ICAO по шуму

По скорости, дальности и высоте полета вертолет значительно уступает современным самолетам. Однако он не конкурирует с само-

летом и имеет свое "лицо", назначение и очень важную, неуклонно расширяющуюся сферу применения (рис. 2.39) [19].

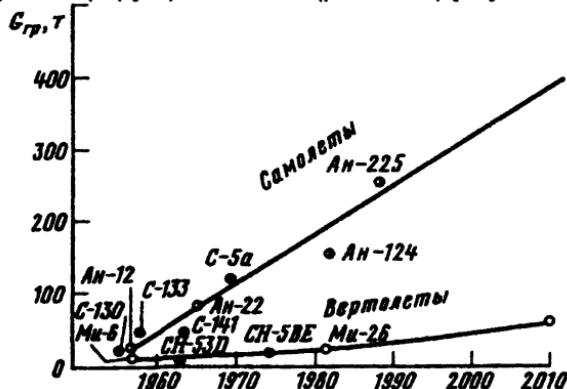


Рис. 2.39. Развитие самолетов и вертолетов с большой грузоподъемностью по годам

Обратимся к известной формуле дальности полета, действительной для любых ЛА тяжелее воздуха [21]:

$$L = 270 \frac{m_T}{m} \frac{C_y}{C_x} \frac{\eta \xi}{C_e}, \quad (2.6)$$

где  $m_T$  — масса топлива;  $C_y/C_x$  — аэродинамическое качество ЛА (принимается постоянным);  $C_e$  — удельный расход топлива двигателя;  $\xi$  — коэффициент, учитывающий потери мощности в трансмиссии, на охлаждение и др.;  $\eta$  — КПД винта.

Из формулы (2.6) видно, что дальность тем больше, чем большее доля топлива в массе ЛА, чем выше его аэродинамическое качество и экономичность двигателя, коэффициенты полезного действия двигателя и вспомогательных устройств. Из (2.6) следует также, что дальность полета различных ЛА при прочих равных условиях не зависит от их крейсерской скорости.

Можно ли получить дальность полета вертолета такую же, как для самолета с коротким разбегом?

Как видно из рис. 2.40, произведение из аэродинамического качества  $C_y/C_x$  на КПД винта  $\eta$  для вертолета с неубирающимся шасси ниже, чем для транспортного самолета, почти вдвое. Кроме того, расход топлива у вертолета несколько больше, чем у самолета, вследствие того, что характеристики двигателей на меньших высотах и скоростях полета ниже. Таким образом, получить равную дальность с самолетами на вертолете возможно лишь путем увеличения запаса топлива, то есть величины  $m_T/m$ .

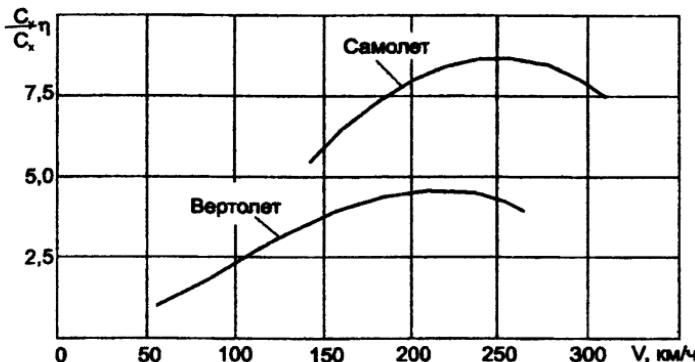


Рис. 2.40. Зависимость произведения качества на КПД винта от скорости полета

Исторически сложилось так, что развитие вертолетостроения происходило по пути создания средних и тяжелых вертолетов. Поэтому представляется целесообразным привести некоторые статистические данные по сверхлегким и легким вертолетам.

Под сверхлегкими вертолетами условно понимаются аппараты с взлетной массой до 1,5 т, под легкими — в диапазоне 6,0...25 т. Анализ материалов по сверхлегким вертолетам показывает, что они выполнены, как правило, по одновинтовой схеме, но различаются по типам примененных двигателей (поршневые — ПД или газотурбинные — ГТД) и трансмиссии (комбинированная — К, зубчатая — З или в сочетании "ремень + цепь" — Р+Ц). При этом отсутствуют критерии оценки целесообразности применения типов двигателей и трансмиссии. Конструктор решает эти вопросы индивидуально, руководствуясь возможностью их выполнения.

По вертолетам сверхлегкой массовой категории можно сделать следующие выводы:

- до взлетной массы  $m_0 \approx 1500$  кг на них применяются ПД, табл. П 1.1;
- с  $m_0 \approx 1000$  кг на них могут использоваться ГТД (вертолеты: Швайцер 330, Хьюз 369, Ферчайлд-Хиллер FH-1100, Роджерсон-Хиллер RH-1100, Белл 206А "Джет Рейнджер", Белл OH-58A "Киова", Хьюз 500Д), табл. П 1.2;
- на всех вертолетах применяется только один ПД или один ГТД (~81% ПД, 19% ГТД). Исключение составляет вертолет Failes Perch, выполненный по соосной схеме, на котором установлены два ПД Hirnt 2706. Два вертолета (Babe Belle и Brantie И-28) имеют ПД с расположением коленчатых валов вертикально;

– 54,1% анализируемых вертолетов имеют трансмиссию на базе комбинированной передачи К (рис. 2.41, а), 37,5% — с использованием только зубчатой передачи З (рис. 2.41, б) и 8,4% — в сочетании "цепь + ремень" Р+Ц (рис. 2.41, в);

– из ПД на вертолетах применяются в основном двигатели фирм: Rotax, Hirft, Locoming; из ГТД — фирмы Allison (250C20W — один из самых распространенных в силовых установках, с начала выпуска общая наработка 250C20W превышает 85 млн. ч.);

– наибольшее применение нашли клиновые ремни, значительно реже используются зубчатые. В табл. 2.4 приведены преимущества и недостатки этих ремней.

Таблица 2.4

| Тип ремня       | Преимущества   | Недостатки   |
|-----------------|--|--|
| Клиновой ремень | <ol style="list-style-type: none"> <li>Повышенная несущая способность</li> <li>Высокий КПД</li> <li>Способность демпфирования неравномерностей передаваемого момента</li> <li>Большие передаточные числа</li> <li>Пониженная нагрузка на валы</li> <li>Незначительное снижение надежности при выходе из строя одного ремня в многоручьевых системах</li> </ol> | <ol style="list-style-type: none"> <li>Ограничения по минимальному диаметру шкива</li> <li>Непостоянство передаточного числа</li> <li>Дополнительные меры по установке ремня</li> <li>Имеет место некоторая неравномерность в передаче мощности из-за разности 1,2 мм длин ремней</li> </ol>         |
| Зубчатый ремень | <ol style="list-style-type: none"> <li>Наивысшая несущая способность</li> <li>Наивысший КПД</li> <li>Постоянство передаточного отношения</li> <li>Наименьшая нагрузка на валы</li> <li>Наименьшие габариты</li> </ol>  | <ol style="list-style-type: none"> <li>Малое демпфирование неравномерностей передаваемого момента</li> <li>Повышенные требования к взаимному расположению валов</li> <li>Дополнительные меры по установке ремня</li> <li>Сложность изготовления шкива</li> <li>Высокая стоимость передачи</li> </ol> |

По вертолетам легкой массовой категории можно сделать следующие выводы:

- до взлетной массы  $m_0 \approx 4600 \text{ кг}$  на вертолетах может применяться один ГТД (~39,3%), рис. П 1.3;
- со взлетной массы  $m_0 \approx 2300 \text{ кг}$  на вертолетах могут применяться по два ГТД, что, естественно, повышает их безопасность полетов (60,7%);
- на вертолетах используется только механическая трансмиссия на базе зубчатой передачи.

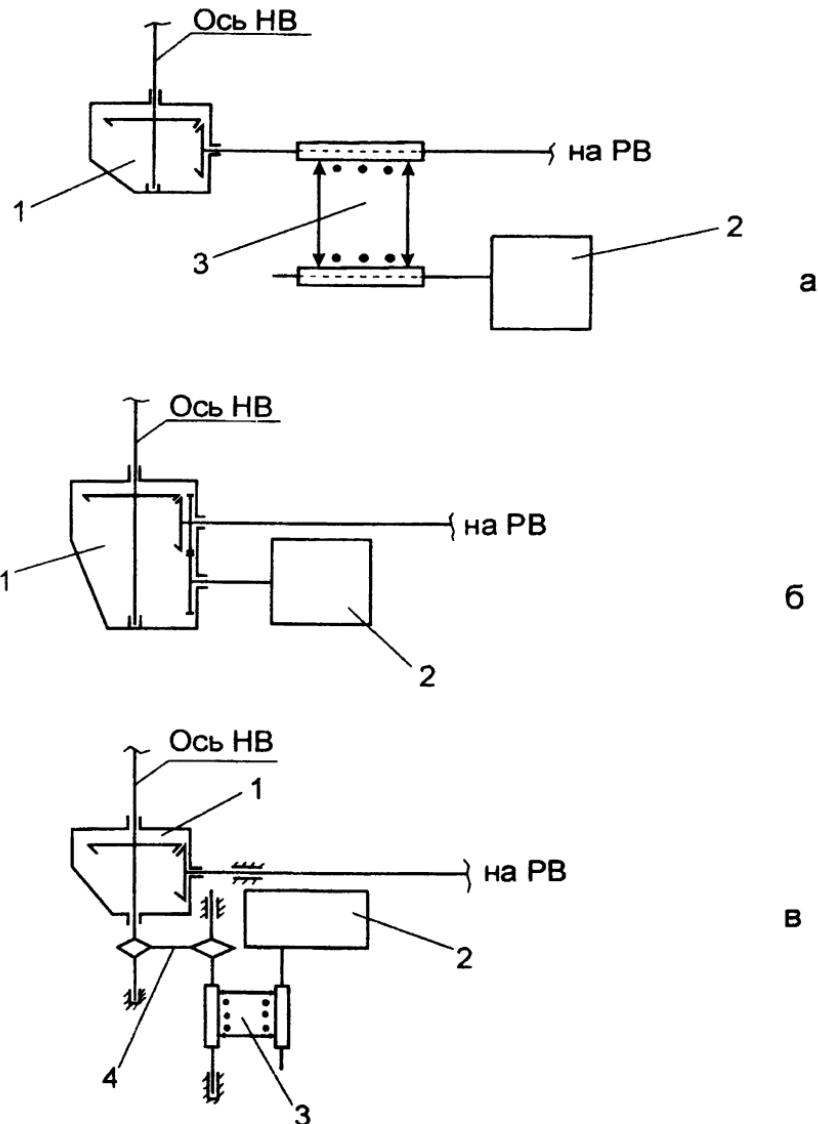


Рис. 2.41. Примерные схемы передачи мощности от ПД на НВ сверхлегких вертолетов:

а — комбинированная передача; б — зубчатая передача; в — передача "рёмень + цепь"; 1 — главный редуктор; 2 — двигатель; 3 — клиноременная передача; 4 — цепная передача

Таким образом, вертолеты легкой массовой категории по массе и размерам их  $m_0$  приближаются конструктивно к устройству вертолетов средней и тяжелой массовых категорий.

У современных вертолетов масса планера составляет 30% массы пустого ЛА, то есть ~15% взлетной массы вертолета.

В настоящее время ферменная конструкция фюзеляжа (как, например, на вертолетах Белл 47G-3B-1 и "Алуэтт II") даже на небольших вертолетах не применяется (рис. 2.42). Вместо нее используется каркасная конструкция со сравнительно толстой, слабо напряженной обшивкой, как на вертолете "Газель", или конструкция с тонкой, но напряженной обшивкой, как на вертолете "Пума".

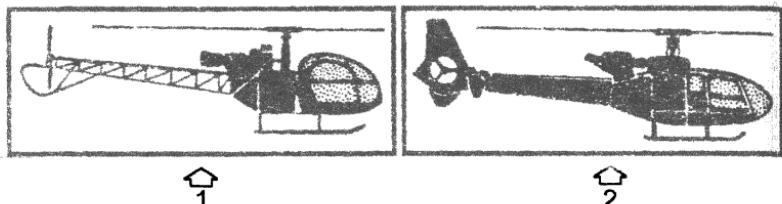


Рис. 2.42. Эволюция фюзеляжей легких вертолетов фирмы Аэроспасиэль:

1 — вертолет "Алуэтт II", совершивший первый полет 12 марта 1955 г.; взлетный вес 1650 кгс;  $C_x S = 1,85 \text{ м}^2$ ; 2 — вертолет "Газель", совершивший первый полет 7 апреля 1967 г.; взлетный вес 1900 кгс;  $C_x S = 0,8 \text{ м}^2$

Часть элементов неосновной конструкции — обтекатели, двери люки — выполняются из композиционных материалов (КМ) (на вертолете Ка-26 — 6%).

Область применения КМ в основной конструкции обширна: вертикальное оперение, стабилизатор, хвостовая балка, обшивка фюзеляжа, нижняя часть фюзеляжа, силовой пол, лопасти.

По данным [10], планеры, изготовленные с использованием КМ позволяют получить выигрыш в массе (15% массы аппарата), то есть ~5% массы пустого вертолета.

На рис. 2.43 [6] приведены графики изменения вредного сопротивления вертолетов в зависимости от их взлетного веса.

Из графиков следует, что даже в далекой перспективе вертолеты по такой характеристике, как вредное сопротивление, не будут приближаться к самолетам.

Тенденции изменения эквивалентной вредной пластиинки  $\Sigma C_x S$  в отношении  $\frac{\Sigma C_x S \cdot 10^{-3}}{m_0}$  у вертолетов различных типов в зависимости от взлетной массы  $m_0$  можно проследить на рис. 2.44 [60].

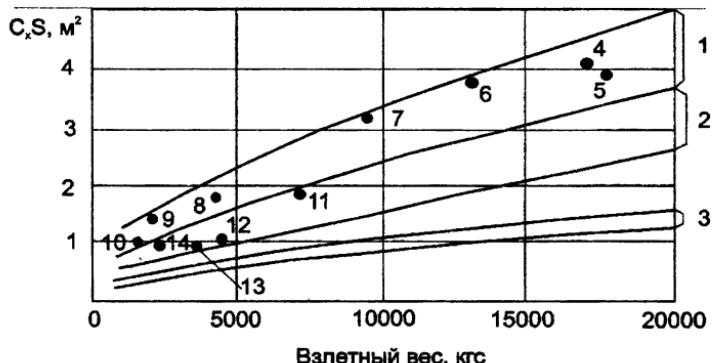


Рис. 2.43. Изменение площади эквивалентной вредной пластиинки различных транспортных вертолетов в зависимости от взлетного веса:

1 — вертолеты, находящиеся в эксплуатации; 2 — вертолеты нового поколения и будущие вертолеты; 3 — самолеты; 4 — Сикорский CH-53A; 5 — Боинг-Вертол CH-47; 6 — Аэроспасиаль SA 321; 7 — Сикорский S-61N; 8 — Белл UH-1B; 9 — Аэроспасиаль "Алуэтт III"; 10 — Аэроспасиаль SA.341; 11 — Аэроспасиаль SA.330J; 12 — Сикорский S-76; 13 — Белл 222; 14 — Аугуста A.109

Совершенствование аэродинамики одновинтовых вертолетов фирмы "Сикорский" показано на рис. 2.45 [60].

Сверхлегкие и частично легкие вертолеты могут применяться в следующих вариантах: пассажирский (базовый), патрульный ГАИ, патрульный милицийский, патрульный пограничный, патрульный таможенный, патрульный рыбоохраны, патрульный лесоохраны, патрульный пожарной охраны, патрульный нефтегазопроводов, патрульный линий электропередач, санитарный, поисково-спасательный, авиахимработ, противопожарный, мониторинга, аэротакси, делового класса, грузопассажирский, учебно-тренировочный, спортивно-пилотажный, корректировщик артиллерийского огня, разведывательный, ударный, поисково-спасательный военный, санитарный военный, учебно-тренировочный военный.

По требованию заказчика вертолет может быть использован и в других вариантах.

Основными направлениями дальнейшего совершенствования конструкции вертолетов следует считать:

- использование убирающегося шасси;
- заключение в обтекатель бесшарнирной втулки НВ, рулевого винта с упругим креплением лопастей или РВ типа "фенестрон";
- применение "бесподшипникового" винта с упругими элементами выполняющими функции шарниров классического шарнирного винта;

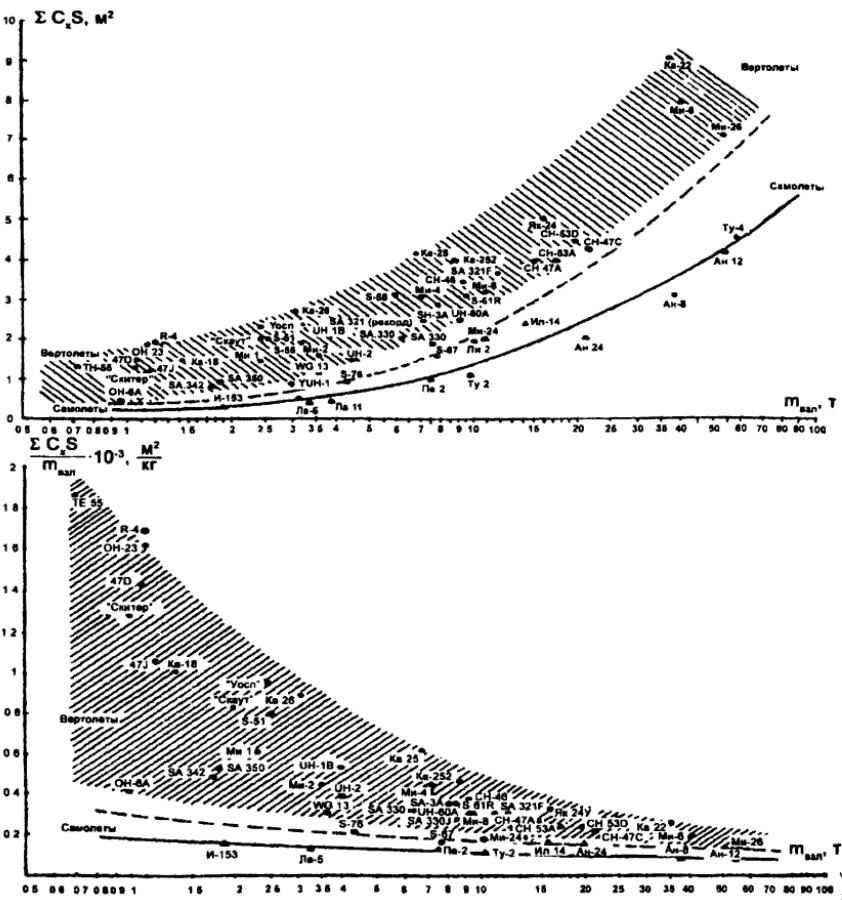


Рис. 2.44. Изменение величины эквивалентной вредной пластиинки  $\Sigma C_x S$  и отношения  $\frac{\Sigma C_x S \cdot 10^{-3}}{m_{ezl}}$  у вертолетов различных типов в зависимости от взлетной массы  $m_{ezl}$

— обтекаемый фюзеляж с расположением заключенных в обтекатели выступающих элементов и т.д.

Это приводит к уменьшению вредного сопротивления (~ на 66%) что позволяет сократить разницу между лобовыми сопротивлениями самолетов и вертолетов на крейсерской скорости ~ на 30%.

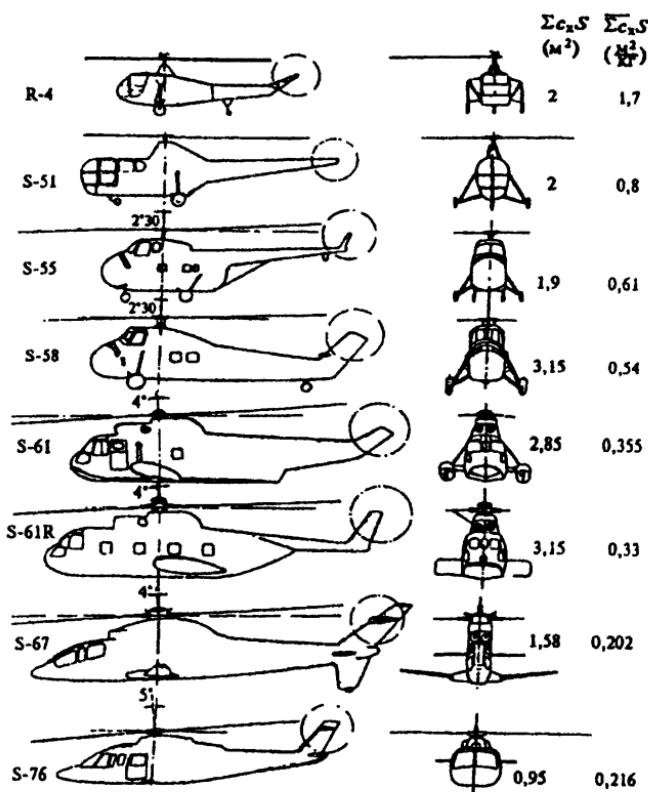


Рис. 2.45. Совершенствование аэродинамики одновинтовых вертолетов фирмы "Сикорский"

### 2.3. Основные параметры и характеристики вертолетов

Основной задачей предварительного проектирования вертолета является формирование внешнего облика, то есть выбор схемы и определение наивыгоднейшего сочетания основных параметров вертолета и его систем, обеспечивающих выполнение заданных тактико-технических требований (ТТТ). Основу ТТТ составляют задаваемые летно-технические характеристики будущей машины.

Эти показатели в значительной степени зависят от уровня технического совершенства создаваемого вертолета, определяемого характеристиками: массовыми, аэродинамическими и силовой установкой.

Выбор основных параметров, характеристик и размеров вертолета проводится при условии выполнения требований технического задания в части летно-технических характеристик аппарата с учетом особенностей его применения и эксплуатации, ограничений проектирования и принятого критерия эффективности. Ограничения проектирования обусловлены общими техническими требованиями (НПГВ, АП) и возможностью использования современных материалов, прогрессивных технологий и т.п.

В качестве параметров, характеристик и размеров вертолета и его частей, определяемых в процессе общего проектирования, принадлежат:

- профиль лопасти, его аэродинамические и геометрические характеристики;
- окружные скорости концов лопастей несущего  $\omega \cdot R$  и рулевого  $\omega_{p,e} \cdot R_{p,e}$  винтов (обороты несущего и рулевого винтов  $n, n_{p,e}$ );
- заполнение несущего  $\sigma$  и рулевого  $\sigma_{p,e}$  винтов;
- грузоподъемность (комерческая, платная, целевые нагрузки),  $m_{ц.н}, m_{ком}, m_{пл}$ , кг;
- дальность полета  $L$ , км;
- максимальная скорость полета  $V_{max}$ ;
- статический  $H_{ст}$  и динамический  $H_{дин}$  потолки;
- энергоооруженность вертолета  $\tilde{N}_{0max}$ ;
- массы агрегатов  $m_i$  и взлетная масса  $m_0$  вертолета;
- масса оборудования  $m_{об}$ ;
- масса топлива  $m_T$ ;
- двигатель, его массовые и расходные характеристики;
- нагрузка на ометаемую площадь  $p$ ;
- нагрузка на мощность  $q$  (кг/кВт);
- характеристики и параметры несущего и рулевого винтов, определения, фюзеляжа, шасси;
- энергетическое качество вертолета (коэффициент летучести);
- массовая отдача.

Неотъемлемой частью общего проектирования является аэродинамический расчет вертолета, в процессе которого проверяют выполнимость его ЛТХ и намечают комплекс конструктивных мероприятий, направленных на их выполнение.

## Раздел 3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ

### 3.1. Уравнения существования вертолетов различных схем

Вертолет характеризуется множеством параметров, являющихся выражением общих, специальных, конструктивных, технологических, монтажных и прочих требований. Реализация этих требований для принятой массовой классификации [36] при их обозримости выражается для различных схем в общем виде уравнением баланса масс, из которого взлетная масса вертолета при варьировании удельной нагрузки  $p$ :

$$m_0 = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{эк}} + m_{\text{об}}}{1 - \bar{m}_{\text{пп}}(p) - \bar{m}_{c.y}(p) - \bar{m}_T(p)}, \quad (3.1)$$

где  $\bar{m}_{\text{пп}}(p)$ ,  $\bar{m}_{c.y}(p)$ ,  $\bar{m}_T(p)$  — формулы для определения относительных масс конструкции планера, силовой установки и топлива.

Различия между схемами вертолетов начинают проявляться в виде разной структуры слагаемых  $\bar{m}_{\text{пп}}(p)$  и  $\bar{m}_{c.y}(p)$ . При этом уравнение баланса масс становится уравнением существования вертолета в связи с разными физическими принципами, заложенными в конструктивное исполнение его агрегатов.

Ниже рассмотрены структуры слагаемых  $\bar{m}_{\text{пп}}(p)$  и  $\bar{m}_{c.y}(p)$  для вертолетов одновинтовой, соосной и продольной схем.

Одновинтовая схема вертолета с рулевым винтом:

$$\bar{m}_{\text{пп}}(p) = \bar{m}_{\phi}(p) + \bar{m}_{kp}(p) + \bar{m}_{e.o}(p) + \bar{m}_{e.o}(p) + \bar{m}_w(p) + \bar{m}_{p.y}(p) + \bar{m}_{b.y}(p); \quad (3.2)$$

$$\bar{m}_{c.y}(p) = \bar{m}_{de.c}(p) + \bar{m}_e(p) + \bar{m}_{mp}(p); \quad (3.3)$$

$$\bar{m}_e(p) = \bar{m}_n(p) + \bar{m}_{em}(p) + \bar{m}_{l.p.e}(p) + \bar{m}_{em.p.e}(p); \quad (3.4)$$

$$\bar{m}_{mp}(p) = \bar{m}_{al.p}(p) + \bar{m}_{n.p}(p) + \bar{m}_{x.p}(p) + \bar{m}_{m.e}(p), \quad (3.5)$$

где  $\bar{m}_{\phi}(p)$ ,  $\bar{m}_{kp}(p)$ ,  $\bar{m}_{e.o}(p)$ ,  $\bar{m}_{e.o}(p)$ ,  $\bar{m}_w(p)$ ,  $\bar{m}_{p.y}(p)$ ,  $\bar{m}_{b.y}(p)$  — относительные массы фюзеляжа, крыла, вертикального и горизонтального оперений, шасси, ручного и бустерного управлений соответственно;  $\bar{m}_{de.c}(p)$ ,  $\bar{m}_e(p)$ ,  $\bar{m}_{mp}(p)$  — относительные массы двигателя и систем, обслуживающих двигатель, винтов и трансмиссии соответственно;  $\bar{m}_n(p)$ ,  $\bar{m}_{em}(p)$ ,  $\bar{m}_{l.p.e}(p)$ ,  $\bar{m}_{em.p.e}(p)$  — относительные массы лопастей и втулки несущего винта, лопастей и втулки рулевого винта соответственно;  $\bar{m}_{al.p}(p)$ ,  $\bar{m}_{n.p}(p)$ ,  $\bar{m}_{x.p}(p)$ ,  $\bar{m}_{m.e}(p)$  — относительные массы главного, промежуточного и хвостового редукторов и трансмиссионных валов соответственно.

Двухвинтовой вертолет соосной схемы:

$$\bar{m}_{\text{пп}}(p) = \bar{m}_{\phi}(p) + \bar{m}_{e.o}(p) + \bar{m}_{e.o}(p) + \bar{m}_w(p) + \bar{m}_{p.y}(p) + \bar{m}_{b.y}(p) + \bar{m}_k(p); \quad (3.6)$$

$$\bar{m}_{c.y}(p) = \bar{m}_{de.c}(p) + 2\bar{m}_n(p) + 2\bar{m}_{em}(p) + \bar{m}_{mp.2e}(p); \quad (3.7)$$

$$\bar{m}_{mp.2e}(p) = \bar{m}_{p.2e}(p) + 2\bar{m}_{e.m}(p), \quad (3.8)$$

где  $\bar{m}_k(p)$ ,  $\bar{m}_{p.2e}(p)$ ,  $\bar{m}_{e.m}(p)$  — относительные массы колонки управления, редуктора для вращения двух винтов в разные стороны и двух валов с муфтами, соединяющими двигатели с редуктором соответственно.

*Двухвинтовой вертолет продольной схемы:*

$$\bar{m}_{nn}(p) = \bar{m}_\phi(p) + \bar{m}_w(p) + \bar{m}_{p.y}(p) + \bar{m}_{\sigma.y}(p) + \bar{m}_{acc}(p); \quad (3.9)$$

$$\bar{m}_{c.y}(p) = \bar{m}_{de.c}(p) + 2\bar{m}_n(p) + 2\bar{m}_{em}(p) + \bar{m}_{mp.pr}(p); \quad (3.10)$$

$$\bar{m}_{mp.pr}(p) = 2\bar{m}_p(p) + \bar{m}_{m.e}(p) + \bar{m}_{o.p}(p), \quad (3.11)$$

где  $\bar{m}_{p.y}(p)$ ,  $\bar{m}_{\sigma.y}(p)$ ,  $\bar{m}_{acc}(p)$ ,  $\bar{m}_{o.p}(p)$ ,  $\bar{m}_p(p)$  — относительные массы ручного и бустерного управления с учетом относительной массы элементов двухкаскадной системы управления для парирования сил трения в проводке, инерционного гасителя колебаний, объединяющего редуктора и редуктора переднего и заднего НВ соответственно.

Необходимо также отметить, что уравнение существования определяет лишь характер изменения относительной массы какого-либо агрегата в принятом диапазоне изменения удельной нагрузки  $p$ . Уровень же  $p$ , подлежащий реализации, остается неизвестным. Здесь следует прибегнуть к экстремуму критерия эффективности применения вертолета, где производная критерия меняет знак.

### 3.2. Исходные данные на проектирование

В результате проектирования устанавливают параметры и характеристики вертолета и его частей, соответствующие заданным требованиям. В учебном процессе требования к вертолету и его элементам формируются следующим образом. Часть требований в виде летно-технических характеристик (ЛТХ) задается исходными данными, которые затем необходимо довести до полного состава ТТТ по результатам анализа статистических данных. Другая часть оговаривается Нормами летной годности вертолетов (НЛГВ), Авиационными правилами (АП), ГОСТами, ОСТами и т.д.

Под заданными ЛТХ понимают исходные данные для будущей машины: массу целевой нагрузки  $m_{ц.н}$ , перевозимой на дальность  $L$ , статистический  $H_{ст}$  и динамический  $H_{дин}$  потолки, максимальную скорость  $V_{max}$  полета. Кроме ЛТХ, при общем проектировании учитывают: массовую категорию и основное назначение проектируемого вертолета, номенклатуру и габариты транспортируемой нагрузки, результаты анализа статистических данных в виде ТТТ, обоснование выбора схемы вертолета, а также критерий эффективности применения вертолета.

В задании на проектирование учитывается массовая категория проектируемого вертолета, которую можно определить по статистическим данным:

$$m_0 \approx 4,48 \cdot m_{\text{ц.н}}^{0,92}. \quad (3.12)$$

Задание экстремума принятого критерия эффективности проектируемого вертолета предусматривает выбор его параметров, соответствующих экстремуму целевой функции.

Ограничениями задачи являются:

- коэффициент заполнения несущего винта, принимаемого из условия недопущения срыва потока с лопастей НВ при полете на максимальной скорости у земли и на динамическом потолке;
- окружная скорость НВ, выбираемая с учетом влияния сжимаемости потока на конце наступающей лопасти и срыва на отстающей;
- мощность силовой установки вертолета для наиболее нагруженных режимов полета;
- заданные ПТХ вертолета —  $m_{\text{ц.н}}, L, H_{\text{ст}}, H_{\text{дин}}, V_{\text{max}}$ ;
- диапазон варьирования удельной нагрузки  $\rho$ , ограниченный областью существования ее предельных значений.

Выбор удельной нагрузки в качестве варьируемого параметра при определении взлетной массы обусловлен ее влиянием на многие параметры и характеристики вертолета.

От удельной нагрузки зависят: размеры несущей системы и вертолета, вертикальная скорость снижения вертолета при планировании на режиме самовращения НВ, энергетическое качество, энергоооруженность вертолета, индуктивная скорость потока, производительность и себестоимость работ вертолета, часовой и километровый расход топлива силовой установки и т.д.

В качестве целевой функции может быть выбран минимум взлетной массы, так как этот критерий характерен для процесса проектирования. Другими критериями целесообразно пользоваться при сравнительной оценке различных альтернативных вариантов решения одной и той же задачи.

Выбор для оценки достаточности величины параметров вертолета его взлетной массы в работе обусловлен тем, что масса является одним из принципов авиационного конструирования и проектирования — экономической целесообразности, минимума массы, аэродинамического совершенства, живучести.

Принцип минимума массы осуществляется с применением следующих правил: наименьших нагрузок, кратчайшего пути при передаче усилий, совмещения функций, предпочтительных видов деформации, рациональных сечений силовых элементов, максимального использования прочностных характеристик материала, равенства разрушающих напряжений.

В современном проектировании достижение необходимой прочности, назначенного ресурса, высокой надежности и безопасности при

минимальной массе конструкции является одной из главных задач проектирования.

Параметры транспортных вертолетов, оптимальные по назначенным выше критериям, оказываются оптимальными и по экономическим соображениям, оцениваемым обычно по стоимости тонны километра [51].

Алгоритм определения основных параметров вертолета и его элементов состоит в предварительном выборе профиля лопасти и окружной скорости несущего винта, в вычислении радиуса и коэффициента заполнения несущего винта, в расчете потребной энерговооруженности вертолета  $\tilde{N}_{0\max}$ , массы оборудования, относительных масс конструкции планера, силовой установки и ее элементов, топлива и взлетной массы вертолета для принятого диапазона значений  $p$  в нескольких приближениях вычислений, выборе двигателя. Затем выбирают массовые параметры и характеристики частей вертолета и их взаимного расположения для  $m_{0\min}$  аппарата.

После этого определяют потребное значение мощности  $\tilde{N}_{0\max} \cdot m_{0\min}'' \cdot g$  силовой установки вертолета для удельной нагрузки  $p^*$ , соответствующей  $m_{0\min}''$ , и подбирают двигатель  $N_{de} = \frac{\tilde{N}_{0\max} \cdot m_{0\min}'' \cdot g}{n_{de}}$ , где  $n_{de}$  — число двигателей в силовой установке.

Значение взлетной массы первого приближения  $m_{0\min}'$ , соответствующее экстремуму принятого критерия эффективности, является исходным для второго приближения вычисления параметров и т.д. Достигнение погрешности вычисления  $m_{0\min}''$ , меньшей заданной ( $\xi < \xi_3$ ), является достаточным для точности выбора параметров вертолета и его элементов.

Параметры вертолета выбирают путем последовательных приближений по методу итераций. Уравнение существования ЛА можно составлять для любого приближения. Поэтому важно иметь необходимую информацию о минимальной взлетной массе вертолета и соответствующей ей удельной нагрузке, его параметрах, об общем устройстве ЛА и его компоновке в динамике и т.д., увеличивающуюся мере проработки проекта. В целом алгоритм выбора параметров вертолетов любой схемы повторяет алгоритм для одновинтовых схем с учетом изменения структур взлетной массы. Правомерность такого подхода подтверждается работой [14]. Допустимая погрешность расчетов определяется величиной  $\varepsilon$ . Все расчеты выполняются в системе СИ (прил.1).

Метод итераций требует задания начального значения целевой функции (начала отсчета). Анализ задачи показал, что в качестве начального значения целевой функции может быть взлетная масса вертолета нулевого приближения, алгоритм определения которой заключается в использовании заданных ЛТХ, результатов обработки статистических данных и несложных вычислений:

$$m_0^0 = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{эк}}}{k_{\text{п.н}} - \bar{m}_T}, \quad (3.13)$$

где  $m_{\text{эк}}$  — масса экипажа, кг (берется из статистических данных);  $k_{\text{п.н}}$  — коэффициент массовой отдачи по полной нагрузке (берется немного выше, чем у вертолета-прототипа);  $\bar{m}_T$  — относительная масса топлива,  $\bar{m}_T = \bar{q}_T \cdot L + 0,33 \cdot \bar{Q}_V$ ;  $\bar{q}_T$  — относительный километровый расход топлива;  $\bar{Q}_V$  — относительный часовой расход топлива.

Первое слагаемое в этой формуле учитывает затраты топлива непосредственно для горизонтального полета на крейсерском режиме на заданную дальность  $L$ , второе — расход топлива на переходных режимах 5%-ный навигационный запас.

Приближенные значения  $\bar{q}_T$  и  $\bar{Q}_V$  для вертолетов с ГТД составляют:

$$\bar{q}_T = \begin{cases} 0,025 \cdot 10^{-3} \dots 0,03 \cdot 10^{-3} & \text{при } m_0 < 10 \text{ т;} \\ 0,022 \cdot 10^{-3} \dots 0,24 \cdot 10^{-3} & \text{при } 10 \text{ т} < m_0 < 25 \text{ т;} \\ 0,19 \cdot 10^{-3} \dots 0,21 \cdot 10^{-3} & \text{при } m_0 > 25 \text{ т.} \end{cases} \quad (3.14)$$

$$\bar{Q}_V = \begin{cases} 0,059 \dots 0,063 \cdot 10^{-3} & \text{при } m_0 < 10 \text{ т;} \\ 0,057 \dots 0,059 \cdot 10^{-3} & \text{при } 10 \text{ т} < m_0 < 25 \text{ т;} \\ 0,055 \dots 0,057 \cdot 10^{-3} & \text{при } m_0 > 25 \text{ т.} \end{cases} \quad (3.15)$$

Приближенные значения  $C_e$  для сверхлегких вертолетов с ПД могут быть определены как  $C_e \approx 1,14 N_{\text{взл}}^{-0,3236}$  (см. (3.106)).

Если вместо целевой нагрузки задано число пассажиров  $n_{\text{пас}}$ , то рассчитывают предельную коммерческую нагрузку по вместимости вертолета  $m_{\text{ком}}$  в зависимости от числа пассажирских мест и объемов багажных и грузовых помещений  $V$  [11]:

$$m_{\text{ком}} = 75 \cdot n_{\text{пас}} + g \cdot n_{\text{пас}} + 300 \left( V - \frac{g \cdot n_{\text{пас}}}{150} \right), \quad (3.16)$$

где 75 — масса пассажира без багажа, кг;  $g$  — норма бесплатной перевозки багажа одного пассажира, кг; 300 — средняя масса почты и груза в 1 м<sup>2</sup>, кг/м<sup>3</sup>; 150 — средняя масса багажа в м<sup>3</sup>, кг/м<sup>3</sup>;  $V$  — объем багажных и грузовых помещений,  $V \approx 0,25 \cdot n_{\text{пас}}$ , м<sup>3</sup>.

### 3.3. Выбор профиля лопасти

Аэродинамика несущей поверхности определяется прежде всего формой ее поперечных сечений.

Профиль представляет собой контур, образующийся при пересечении крыла или лопасти плоскостью, перпендикулярной ее продольной оси, и характеризующийся совокупностью параметров. Это хорда ( $b$ ), относительная толщина профиля ( $\bar{c} = c / b$ ), средняя линия профиля (стрела прогиба)  $f$ , относительная кривизна (вогнутость,  $\bar{f} = f / b$ ), положение осей центров давления, фокуса. На профиль лопасти существенно влияют конструктивные ограничения по размещению лонжерона, противофлательного груза, противообледенительной системы.

Характеристики профиля, используемые в аэrodинамике вертолета, — это зависимости коэффициентов подъемной силы, лобового сопротивления и продольного момента лопасти бесконечного размаха, имеющего данный профиль, от угла атаки и числа  $M$  воздушного потока. Сам по себе профиль (контур, замкнутая линия) не может создавать ни подъемной силы, ни лобового сопротивления. Поэтому принимают аэродинамические характеристики лопасти бесконечного размаха.

К профилю лопасти несущего винта предъявляются следующие требования:

- профиль должен иметь высокое аэродинамическое качество;
- большое критическое число  $M$  ( $M_{kp}$ );
- небольшое перемещение центра давления (ЦД) по хорде с изменением углов атаки (шага винта). Это необходимо для того, чтобы перемещение ЦД назад не создавало на профиле пикирующий момент, который будет закручивать лопасть на уменьшение углов атаки и подъемной силы НВ;
- профиль должен быть таким, чтобы лопасть хорошо переходила на режим самовращения в большом диапазоне углов атаки, т.е. чтобы при отказе двигателя на любом шаге несущий винт переходил на режим авторотации. Это требование обеспечивается высоким аэродинамическим качеством профиля лопасти, которое остается неизменным (или незначительно уменьшается) в большом диапазоне углов атаки;
- лопасть должна быть изготовлена с точным соблюдением формы назначенного профиля и размеров. В противном случае изменяются ее аэродинамические и другие характеристики, что приведет к ухудшению летных свойств вертолета. Отклонения от теоретического контура профиля лопасти, характеризуемого волнистостью, вызванной погрешностью изготовления и деформацией лопасти от нагрузок

не должно превышать допустимую величину. Это особенно проявляется в лопастях НВ с малым заполнением;

– профиль лопасти должен иметь минимальное профильное сопротивление, величина которого зависит от материала покрытия лопасти и качества внешней обработки этого материала. Высококачественная внешняя обработка лопастей необходима не только для уменьшения общего сопротивления лопастей, что ведет к уменьшению потребной мощности вращения винта, но и для увеличения критического угла, при котором наступает срыв потока. Чем хуже внешняя обработка лопастей, тем раньше (на меньшей скорости) наступит явление срыва потока;

– поперечная центровка должна быть такой, чтобы предотвращать вибрацию лопастей типа "флаттер".

Аэродинамические исследования профилей обычно ведутся не над одним каким-либо профилем, а над семейством профилей, построенных по тому или иному закону.

*Семейством профилей* называется совокупность профилей, у которых характер средней линии и форма одинаковы, а другие геометрические характеристики (относительная толщина, кривизна профиля, положения максимальной толщины и другие) меняются в зависимости от серии.

*Серий профилей* называют семейства профилей, у которых положения максимальной толщины и кривизны неизменны, а меняется только относительная толщина или относительная кривизна либо то и другое вместе.

Например, профили NACA-23012 и NACA-3312 имеют разную кривизну, а профили NACA-22012 и NACA-2412 — разное положение максимальной кривизны. Они принадлежат к разным сериям, но к одному и тому же семейству.

Для лопастей вертолетов применяют в основном двояковыпуклые несимметричные профили с небольшой кривизной и хорошо закругленным носком. Относительная толщина профиля  $C_t = 8\ldots20\%$  уменьшается от комля к концу лопасти. На облик профиля лопасти существенно влияют конструктивные ограничения по размещению лонжерона, противофлаттерного груза и противообледенительной системы.

Наиболее употребительными являются: профили NACA-230 (рис. П 3.1), симметричные профили NACA-000, скоростной профиль ЦАГИ П-57-9 (рис. П 3.2) и др., а также профили, специально созданные для лопастей НВ вертолетов (рис. 3.1, табл. 3.1, 3.2).

На рис. 3.1 показано сечение профиля НН-02, полученное в результате серии испытаний в аэродинамической трубе путем модификации носка профиля NACA (шестой серии) для оптимизации  $C_{y_{max}}$  при значении  $M = 0,4$ , типичном для отступающей лопасти.

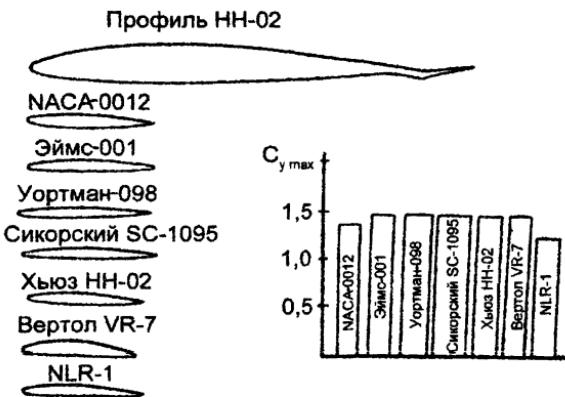


Рис. 3.1. Сравнительная характеристика профилей

Профиль имеет относительную толщину 9,5% и обеспечивает достижение высоких чисел  $M$  без увеличения лобового сопротивления. Приведено сравнение профиля НН-02 с профилями лопастей современных конструкций по значению  $C_{y_{max}}$ . Профиль НН-02, по мнению специалистов, вполне конкурентоспособен и имеет лучшие характеристики, чем профиль 0012; отогнутая вверх концевая пластина в хвостовой части способствует уменьшению момента пикования, свойственного изогнутому профилю. При нулевом угле установки пластины центр давления сечения профиля смещается с обычного положения на 25% хорды вместе с максимальной ее толщиной, занимая положение 27% хорды. Такой сдвиг аэродинамического центра назад дает возможность снизить массу противовеса у передней кромки. Вертолет АН-64 летал с перегрузками более 3,5 при высоких скоростях, что является подтверждением высоких значений  $C_{y_{max}}$  профиля НН-02.

Таблица 3.1  
Основные аэродинамические характеристики профилей

| Наименование профиля | $\alpha_0$ | $m_{z0}$ | $C_{x_{min}}$ | $C_{y_{max}}$ | $\alpha_{kp}$ | $M_{kp}$ | Тип срыва   |
|----------------------|------------|----------|---------------|---------------|---------------|----------|-------------|
| NACA -0012           | -0,1       | -0,007   | 0,0072        | 1,33          | 13,7          | 0,78     | Резкий с ЗК |
| Эймс-001             | -0,6       | -0,005   | 0,0070        | 1,46          | 13,5          | 0,81     | Резкий с ЗК |
| FX-098               | -1,3       | -0,026   | 0,0066        | 1,44          | 13,0          | 0,81     | Резкий с ЗК |
| HH-02                | -0,6       | -0,002   | 0,0066        | 1,44          | 13,2          | 0,80     | С ЗК        |
| SC-1095              | -0,9       | -0,027   | 0,0073        | 1,46          | 13,5          | 0,80     | Смешанный   |
| VR-7                 | -1,6       | -0,016   | 0,0071        | 1,51          | 12,5          | 0,75     | С ЗК        |
| NRL-1                | -1,0       | -0,025   | 0,0071        | 1,29          | 12,3          | 0,86     | Резкий с ЗК |

Примечание: ЗК — задняя кромка.

На аэродинамическое качество профиля влияет расположение сечения по лопасти, так как и на режиме висения вертолета аэроди-

намические характеристики лопасти НВ существенно изменяются по радиусу.

В более сложных условиях сечения лопасти работают в режиме косой обдувки НВ. В этом случае скорости потока и углы атаки по сечениям лопасти изменяются не только по радиусу, но и по азимуту. Обтекание сечений становится нестационарным. Пограничный слой лопасти подвержен воздействию центробежных и кориолисовых сил. Вектор скорости набегающего потока в сечениях не перпендикулярен к передней кромке (оси лопасти), и элементы лопасти обтекаются под различными углами скольжения.

Необходимость определения аэродинамических характеристик НВ в этих условиях требует принятия допущений (гипотезы "плоских сечений", стационарности), которые упрощают реальную картину работы сечения лопасти (профиля) и расчеты.

Окончательный выбор профиля лопасти осуществляется путем оптимизации аэродинамических характеристик винта.

Таблица 3.2

Основные геометрические характеристики американских профилей лопастей в сравнении с NACA-0012

| Наименование профиля                       | Относительная толщина | Максимальная толщина | Радиус носка |
|--|-----------------------|----------------------|--------------|
| NACA-0012                                  | 0,120                 | 0                    | 0,0158       |
| Эймс-001                                   | 0,103                 | 0,014                | 0,012        |
| Уортман-098                                | 0,099                 | 0,017                | 0,007        |
| Сикорский SC-1095                          | 0,095                 | 0,008                | 0,008        |
| Хьюз HH-02                                 | 0,096                 | 0,020                | 0,008        |
| Вертол VR-7<br>(с пластиной под углом -3°) | 0,119                 | 0,027                | 0,011        |
| NLR-1                                      | 0,086                 | 0,012                | 0,007        |
| NLR-7371                                   | 0,165                 | 0,017                | 0,055        |

На данном этапе выбор профиля носит предварительный характер и направлен на определение окружной скорости несущего винта с учетом ограничений по сжимаемости и срыву потока, а также на количественную оценку влияния характеристик НВ на массу и характеристики вертолета.

При выборе профиля лопасти следует помнить: на отступающей лопасти в окрестности азимута  $\psi = 270^\circ$  профиль должен иметь максимально возможное значение  $C_{y_{max}}$  при малых значениях числа  $M_\infty \leq 0,4$ , а на наступающей лопасти в окрестности азимута  $\psi = 90^\circ$  — максимально возможное значение  $M_{kp}$  при малых значениях  $C_y \leq 0,2$ .

Вместе с тем важно, чтобы в окрестности азимутов  $\psi = 0$  и  $180^\circ$ , где величины  $C_y$  и  $M$  имеют средние значения 0,5...0,7, аэродинамическое качество сечения лопасти было максимальным.

Если спроектировать три профиля, наилучшим образом удовлетворяющих этим требованиям, то их геометрия будет существенно различаться, что неприемлемо с точки зрения изготовления лопасти. Поэтому приходится находить компромиссное решение, исходя из наиболее важных для данного вертолета условий его летной эксплуатации. Считается, что значительное влияние на эффективность эксплуатации транспортного вертолета оказывает улучшение характеристик НВ на режиме висения, так как это позволяет увеличить грузоподъемность вертолета при неизменной мощности силовой установки. И лишь второй по важности задачей считается увеличение несущей способности НВ при полете вертолета с большой горизонтальной скоростью.

На рис. 3.2 показана зависимость  $M_{kp}$  от  $C_y$  для профиля NACA-23012 и скоростного профиля [59].



Рис. 3.2. Зависимость  $M_{kp}$  от  $C_y$

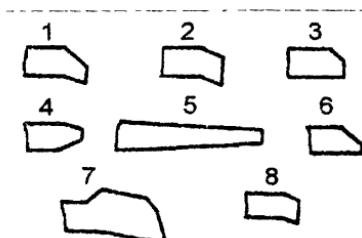


Рис. 3.3. Формы законцовок лопастей

ловидностью по передней кромке; 4 — законцовка с короткой трапециевидностью; 5 — законцовка с длинной трапециевидностью; 6 — гиперболическая законцовка; 7 — стреловидная законцовка BERP; 8 — параболическая законцовка с обратной стреловидностью).

При выборе  $\omega R$  следует учитывать условие  $M_{90} \leq M_{\text{дел}}$ , где  $M_{\text{дел}} \approx M_{kp} + 0,1$ . Поскольку ограничение числа  $M_{90} \leq M_{\text{дел}}$  по сжимаемости ставит предел сумме  $(\omega R + V_{max})$ , то необходимо ограничивать либо окружную скорость, либо скорость полета.

Для уменьшения вредного влияния сжимаемости при полете на  $V_{max}$  в концевых сечениях лопастей применяют симметричные профили малой относительной толщины ( $\bar{c} = 6\ldots 8\%$ ), а также специальные законцовки, формы которых представлены на рис. 3.3 (1 — законцовка с трапециевидной стреловидностью; 2 — стреловидная эжекторная законцовка; 3 — законцовка со стреловидностью по передней кромке; 4 — законцовка с короткой трапециевидностью; 5 — законцовка с длинной трапециевидностью; 6 — гиперболическая законцовка; 7 — стреловидная законцовка BERP; 8 — параболическая законцовка с обратной стреловидностью).

### 3.4. Определение окружной скорости несущего винта

Величина окружной скорости несущего винта (НВ)  $\omega R$  существенно влияет на ЛТХ вертолета. Как и для самолета,  $V_{max}$  вертолета в горизонтальном полете ограничена располагаемой мощностью силовой установки. Однако для вертолета  $V_{max}$  полета ограничивается также влиянием сжимаемости воздуха на наступающей и срывом потока на отступающей лопастях.

Окружная скорость концов НВ у современных вертолетов выбирается из условия, чтобы несущий винт на режиме висения имел достаточно высокий относительный КПД  $\eta_o$  ( $\eta_o = 0,72...0,75$ ), а на максимальной скорости полета не было бы срыва потока на отступающей (идущей по потоку) лопасти и явлений сжимаемости на наступающей, идущей против потока, лопасти.

Окружная скорость концов НВ у современных вертолетов принимается равной 180...220 м/с [29]. В работе [41] для легких вертолетов рекомендуется принимать  $\omega R = 180...200$  м/с; по статистическим данным, для легких вертолетов —  $\omega R = 160...180$  м/с; для сверхлегких —  $\omega R = 140...160$  м/с.

Известно [43,59], что:

- двигатели силовых установок вертолетов не обеспечивают необходимой мощности при изменении оборотов в широких пределах;
- современные трансмиссии не дают переменной степени передачи;
- силу тяги несущего винта (несущей системы) целесообразно повышать за счет увеличения шага НВ при его минимальном постоянном числе оборотов.

Минимально допустимая частота вращения НВ в полете на всех режимах ограничивается обеспечением:

- запаса по срыву потока с лопастей при полете на большой скорости;
- запаса путевого управления на взлетно-посадочных режимах и продольно-поперечного управления при полете по маршруту;
- прочности главного редуктора по крутящему моменту НВ;
- запаса кинетической энергии вращения НВ для возможного перехода на режим самовращения;
- функционирования генераторов переменного тока и всей системы электроснабжения вертолета.

Максимально допустимая частота вращения НВ в полете на всех режимах ограничивается условиями:

- обеспечения прочности главного редуктора, втулки, автомата перекоса и лопастей по центробежным силам, что приводит к увеличению их массы;

- предотвращения волнового кризиса на конце опережающих лопастей НВ при полете вертолета на больших высотах и скоростях;
- обеспечения достаточного запаса по флаттеру лопастей НВ;
- исключения возможности срабатывания защиты свободной турбины двигателя от раскрутки, т.е. самопроизвольного выключения двигателей в полете;
- резкого возрастания уровня вибраций и переменных напряжений в лопастях НВ в связи с нестационарностью характера развития волнового кризиса;
- усиления тряски вертолета;
- начала резкого увеличения мощности, потребной для вращения НВ.

Мерой оценки влияния срыва потока на НВ является отношение коэффициента силы тяги НВ к коэффициенту заполнения  $C_T / \sigma$ , которое определяет средний по диску винта коэффициент подъемной силы лопасти  $C_{y0}$ . Для прямоугольной в плане лопасти  $C_{y0} \approx 3,2 C_T / \sigma$ .

Предельная величина  $C_T / \sigma$  на азимуте  $\psi = 270^\circ$ , определяемая при полете вперед срывом, зависит от характеристики режима работы несущего винта  $\mu$  (рис. 3.4) [57]:

$$\mu = V_{max} \cdot \cos \alpha_{n.e} / \omega R, \quad (3.17)$$

где  $\alpha_{n.e}$  — угол атаки плоскости диска НВ ( $\alpha_{n.e}$  положительный при наклоне диска вперед). В горизонтальном полете, когда  $\alpha_{n.e}$  мал, принимается:

$$\mu = V_{max} / \omega R = \bar{V}. \quad (3.18)$$

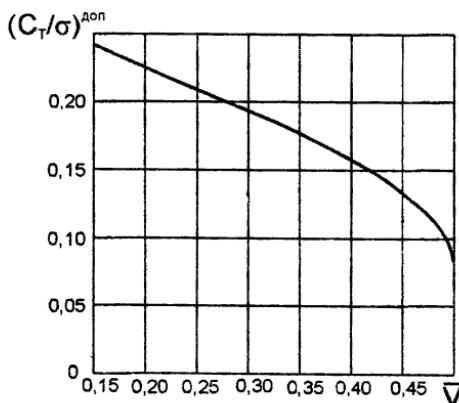


Рис. 3.4. Зависимость  $(C_T / \sigma)^{доп}$  от  $\mu$  (или  $\bar{V}$ )

Увеличение  $\mu$ , усиливая неравномерность углов атаки по диску НВ, приводит к срыву потока на отступающей лопасти и уменьшению величины  $C_T / \sigma$ . Срыв потока сопровождается нарастанием вибраций и нагрузок на винт и систему управления в результате больших переменных составляющих шарнирных моментов лопастей, периодически попадающих в срыв. Поэтому срыв потока на отступающей лопасти часто является главным фактором, ограничивающим  $\mu$ .

Мерой оценки влияния сжимаемости на характеристики НВ служит число  $M_{90}$  на конце наступающей лопасти на азимуте  $\psi = 90^\circ$ :

$$M_{90} = \frac{\omega R + V_{max}}{a}, \quad (3.19)$$

где  $a$  — скорость звука.

Влияние сжимаемости на характеристики вертолета количественно можно определить по данным работы [25]. Для скоростного профиля по  $M_{90} = M + 0,1$  увеличение потребной мощности составляет 15...18%; при  $M_{90} = M_{kp} + 0,15$  — 30%.  $M_{kp}$  — критическое число  $M_{90}$ , при достижении которого местная скорость обтекания хотя бы в одной точке на поверхности профиля становится равной скорости звука. Когда  $M_{90} = M_{kp}$ , влияние сжимаемости практически отсутствует.

Для уменьшения вредного влияния сжимаемости при полете на  $V_{max}$  в концевых сечениях лопастей применяют симметричные профили малой относительной толщины ( $c = 6\ldots 8\%$ ), а также специальные законцовки (см. рис.3.3).

Известно [43,54], что двигатели силовых установок вертолетов не обеспечивают необходимой мощности при изменении в широких пределах оборотов НВ, а современные трансмиссии не дают переменной степени редукции.

Следовательно, большее число оборотов НВ ограничено сжимаемостью воздуха на азимуте  $\psi = 90^\circ$ , а малое — срывом потока на азимуте  $\psi = 270^\circ$ .

Сила тяги НВ изменяется за счет изменения шага винта при его примерно постоянном минимальном числе оборотов.

Поскольку ограничение числа  $M_{90}$  по оптимальности ставит предел сумме  $(\omega R + V_{max})$ , то необходимо ограничивать либо  $\omega R$ , либо  $V_{max}$ . Но скорость полета задана, следовательно, определению подлежит  $\omega R$ .

При выборе  $\omega R$  учитывают условие  $M_{90} \leq M_{don}$ , где  $M_{don} \approx M_{kp} + 0,1$ .

Решая уравнения (3.18) и (3.19) относительно  $\omega R$  и  $V_{max}$ , получим:

$$\omega R = a \cdot M_{90} \frac{1}{1 + \mu}; \quad (3.20)$$

$$V_{max} = a \cdot M_{90} \frac{\mu}{1 + \mu}. \quad (3.21)$$

Используя выражения (3.20) и (3.21), при заданном  $V_{max}$  и выбранном профиле можно найти  $\omega R$  и  $\mu$ . По выражениям (3.20) и (3.21) можно построить также диаграмму  $\omega R = f(V_{max}, M_{kp}, \mu)$ , а по ней определить  $\omega R$  и  $\mu$  (рис. 3.5).

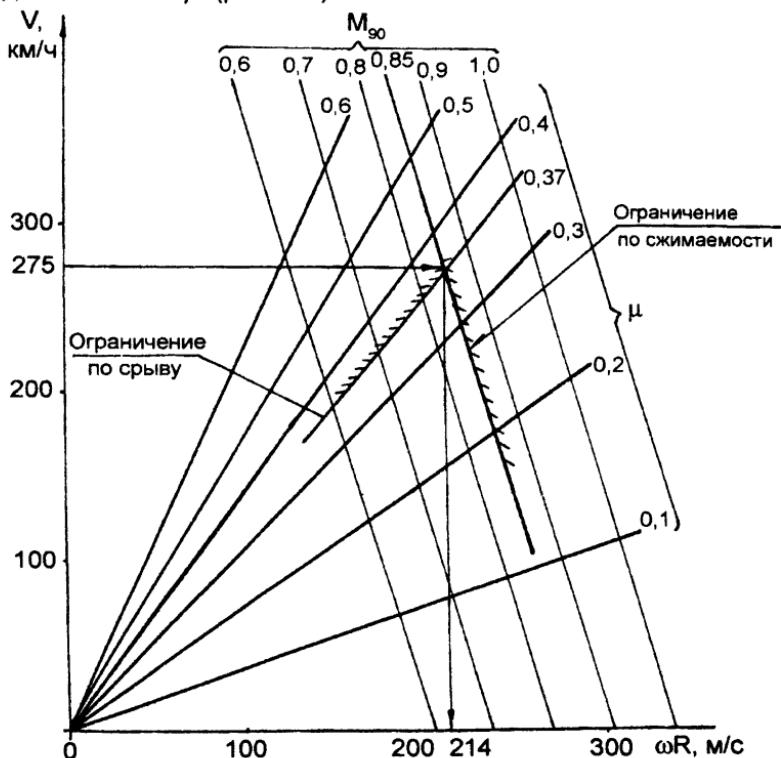


Рис. 3.5. Диаграмма зависимости концевой (окружной) скорости лопасти от скорости полета для постоянных значений  $M_{90}$  и  $\mu$

Приведенные рекомендации и статистические данные позволяют обоснованно определить окружную скорость НВ. Например, для  $M_{90}^{don} = 0,85$  и  $V_{max} = 250$  км/ч получим  $\omega R \approx 214$  м/с и  $\mu = 0,32$ .

### 3.5. Коэффициент заполнения несущего винта

Коэффициент заполнения НВ выбирается из условия недопущения срыва потока с лопастей несущего винта при полете на  $V_{max}$  у земли и на динамическом потолке [57]. Для выполнения этого требования необходимо, чтобы отношение  $C_T / \sigma$  на указанных режимах не превышало допустимых значений начала интенсивного роста в полете переменных нагрузок в продольном управлении вертолета.

Полеты на  $V_{max}$  и на  $H_{дин}$  сопровождаются уменьшением подъемной силы на азимуте диска  $\psi = 270^\circ$  за счет относительно небольшой разности ( $\omega R - V_{max}$ ) в первом случае и за счет разрежения атмосферы — во втором. Это компенсируется путем увеличения угла установки лопастей, что может привести к срыву потока.

Таким образом,

$$\sigma_{V_{max}} = \frac{C_{T0}}{(C_T / \sigma)_{V_{max}}^{\text{доп}}} ; \quad (3.22)$$

$$\sigma_{H_{дин}} = \frac{C_{TH_{дин}}}{(C_T / \sigma)_{H_{дин}}^{\text{доп}} \cdot \Delta_{H_{дин}}} , \quad (3.23)$$

где  $\Delta_{H_{дин}}$  — относительная плотность воздуха на динамическом потолке.

При выбранном значении  $\omega R$  и принятом в зависимости от массовой категории вертолета диапазоне изменения удельной нагрузки  $p$  вычисляют коэффициенты тяги НВ у земли  $C_{T0} = 1,63 \frac{p}{(\omega R)^2}$  и на

$H_{дин}$  —  $C_{TH_{дин}} = 1,63 \frac{p}{(\omega R)^2 \cdot \Delta_{H_{дин}}}$ . Область изменения удельной нагрузки целесообразно определять, задаваясь значениями  $p$ , большими и меньшими  $p_{cp} = \sum^n p_n / n$ , где  $n$  — число вертолетов в выборке.

Шаг значений  $p$  принимается в зависимости от массовой категории проектируемого вертолета. Например, для легких вертолетов шаг  $p$  может быть принят 25...50 Н/м<sup>2</sup>.

Значения  $(C_T / \sigma)_{V_{max}}^{\text{доп}}$  и  $(C_T / \sigma)_{H_{дин}}^{\text{доп}}$  вычисляются по формулам:

$$(C_T / \sigma)_{V_{max}}^{\text{доп}} = \begin{cases} 0,297 - 0,36 \cdot \bar{V}_{max} & \text{при } \bar{V}_{max} < 0,4; \\ 0,297 - 0,36 \cdot \bar{V}_{max} - 3,5(\bar{V}_{max} - 0,4)^2 & \text{при } \bar{V}_{max} \geq 0,4; \end{cases} \quad (3.24)$$

$$\bar{V}_{max} = \frac{V_{max}}{3,6 \cdot \omega R}; \quad (3.25)$$

$$(C_T / \sigma)_{\text{Ндин}}^{\text{доп}} = 0,297 - 0,36 \cdot \bar{V}_{\text{Ндин}}^{\text{эк}}; \quad (3.26)$$

$$\bar{V}_{\text{Ндин}}^{\text{эк}} = \frac{V_{\text{Ндин}}^{\text{эк}}}{3,6 \cdot \omega R} \approx 0,2 \dots 0,25. \quad (3.27)$$

Минимально допустимый коэффициент заполнения несущего винта определяется наибольшим значением  $\sigma_{V_{\text{max}}}$  и  $\sigma_{\text{Ндин}}$ :

$$\sigma = \max(\sigma_{V_{\text{max}}}, \sigma_{\text{Ндин}}). \quad (3.28)$$

Определение работоспособности предложенной методики выбора параметров на примере серийных вертолетов Ми-8, Ка-26 и СН-4 "Чинук" [42] показывает, что коэффициент заполнения НВ  $\sigma_{\text{пп}}$  выбирают с учетом условия

$$\sigma_{\text{пп}} \geq \sigma_{\min}^{\text{доп}}. \quad (3.29)$$

Реальное заполнение лопастями площади  $F = \pi R^2$  зависит от количества лопастей  $z$  и их формы в плане. Величина этого заполнения характеризуется коэффициентом заполнения  $\sigma$ :

$$\sigma = \frac{zF_n}{\pi R^2} = \frac{z \cdot b_{0,7}}{\pi R} = \frac{z}{\pi \lambda_{cp}}, \quad (3.30)$$

где  $z$  — количество лопастей;  $F_n$  — площадь лопасти в плане,  $F_n = b_{0,7} \cdot R$ ;  $b_{0,7}$  — хорда лопасти в сечении  $0,7R$ ;  $\lambda_{cp}$  — среднее удлинение лопасти,  $\lambda_{cp} = R / b_{cp}$ .

По статистическим данным,  $\lambda_{cp} = 18,182$ .

При увеличении коэффициента заполнения тяга НВ при постоянном шаге вначале возрастает, а затем, достигнув максимального значения, начинает уменьшаться за счет попадания лопастей в скошенный и завихренный поток.

Для вертикальных режимов одновинтового легкого вертолета, как показал Л.С. Вильдгрубе,  $\sigma_{\text{опт}} = 0,053$ .

Минимальное заполнение НВ, кроме недопущения срыва потока с отступающими лопастями, определяется максимально допустимой погрешностью их изготовления.

### 3.6. Относительные массовые, геометрические и удельные характеристики агрегатов вертолета в принятом диапазоне удельных нагрузок

Использование удельной нагрузки в качестве варьируемого параметра обусловливает для взлетной массы вертолета  $m_0$  ряд значений радиуса НВ  $R$ , соответствующих удельным нагрузкам  $p$ . При этом область допустимых значений удельной нагрузки здесь и далее

предлагается определять, задаваясь рядом значений  $p$ , меньших и больших  $P_{cp} = \sum^n p_n / n$ , где  $n$  — число вертолетов в выборке.

Шаг значений  $p$  принимается в зависимости от массовой категории проектируемого вертолета. Например, для средних вертолетов шаг  $p$  может быть 50...100 Н/м<sup>2</sup>, для легких — 25...50 Н/м<sup>2</sup>. Для вертолета класса Ми-8 шаг варьирования  $p$  принят равным 50 Н/м<sup>2</sup> (200, 250, 300, 350, 400).

При этом радиус несущего винта находят из соотношения

$$R = \sqrt{\frac{m_0^0 \cdot g}{\pi \cdot p}}. \quad (3.31)$$

После реализации зависимости (3.31) относительные массовые характеристики агрегатов в принятом диапазоне удельных нагрузок можно считать массовыми лимитами.

Массовый лимит — это количественный показатель планирования массы; он задается конструктору в качестве ограничения по массе при разработке конструкции агрегата вертолета. По физическому смыслу массовый лимит — это теоретическое значение массы, которое может быть реализовано.

Ниже, в соответствии с принятой классификацией [36] и уравнениями существования агрегатов, приведены зависимости для определения величин относительных масс конструкции планера, силовой установки и топлива вертолета.

### 3.6.1. Относительная масса конструкции планера

Относительная масса конструкции планера:

$$\bar{m}_{pl} = \bar{m}_\phi + \bar{m}_{kp} + \bar{m}_w + \bar{m}_{upr}, \quad (3.32)$$

где  $\bar{m}_\phi$ ,  $\bar{m}_{kp}$ ,  $\bar{m}_w$ ,  $\bar{m}_{upr}$  — относительные массы фюзеляжа (с капотами), крыла, оперения, шасси и системы управления соответственно.

1. Относительная масса фюзеляжа (для одновинтовой, соосной и продольной схем):

$$\bar{m}_\phi = K_\phi \frac{S_\phi^{0,88}}{(m_0^0)^{0,75}}, \quad (3.33)$$

где  $K_\phi$  — коэффициент относительной массы фюзеляжа,  $K_\phi \approx 1,7 \text{ кг}^{0,75} \text{ м}^{1,76}$ ;  $m_0^0$  — взлетная масса начального приближения;  $S_\phi$  — площадь наружной (омываемой) поверхности фюзеляжа.

Величину  $S_{\phi}$  принимают с ориентацией на статистические данные [67] (табл. 3.3) или вычисляют по одной из приближенных формул:

$$S_{\phi} = (S_{\phi, \text{пл}} + S_{\phi, \text{б}}) \left( 2 - 0,4 \frac{S_{\phi, \text{пл}}}{S_{\phi, \text{б}}} \right); \quad (3.34)$$

$$S_{\phi} = 2,85 \cdot L_{\phi} \cdot \sqrt{S_{m, \phi}}, \quad (3.35)$$

где  $S_{\phi, \text{пл}}$ ,  $S_{\phi, \text{б}}$  — площади проекций фюзеляжа в плане и при виде в сбоку;  $S_{m, \phi}$  — площадь миделевого сечения фюзеляжа;  $L_{\phi}$  — длина фюзеляжа. Первая формула дает более точный результат.

Таблица 3:

| Вертолет | Масса фюзеляжа<br>$m_{\phi}$ , кг | Площадь омываемой<br>поверхности фюзеляжа<br>$S_{\phi}$ , м <sup>2</sup> | Относительная<br>масса фюзеляжа<br>$\bar{m}_{\phi}^{\text{факт}}$ |
|----------|-----------------------------------|--|---|
| Ми-1     | 341                               | 32   | 0,138   |
| Ми-2     | 445                               | 40   | 0,12  |
| Ми-4     | 936                               | 70   | 0,125   |
| Ми-8     | 1465                              | 105  | 0,132   |
| Ми-6     | 6070                              | 295  | 0,148   |
| Ми-10    | 5100                              | 254  | 0,119   |
| S-55     | 450                               | 56   | 0,138   |
| S-58     | 570                               | 75   | 0,097   |
| S-61B    | 930                               | 114  | 0,113   |
| S-61     | 1310                              | 126  | 0,148   |
| S-56     | 1400                              | 140  | 0,0996  |
| S-65     | 2140                              | 175  | 0,141   |
| S-64     | 1200                              | 120  | 0,07  |

При разнесенных двигателях (как, например, у вертолетов Ка-26 СН-46 и СН-47), пользуясь зависимостями (3.34), (3.35), учитывают площади наружной (омываемой) поверхности мотогондол, прибавляя их к соответствующим площадям фюзеляжа.

Наиболее точными оценками величины  $S_{\phi}$  следует считать рекомендации, согласно которым фюзеляж без надстроек разбивают на несколько отсеков: носовой, центральный, хвостовой и хвостовая балка. В этом случае носовой и хвостовой отсеки заменяют полуэллипсоидами, конусами или промежуточными фигурами, примыкающими к центральному отсеку.

Центральную часть представляют в виде цилиндра эквивалентного диаметра, величину которого определяют из условия равенства периметров миделевого и эквивалентного сечений; хвостовую балку — в виде усеченного конуса.

Такое внимание к величине  $S_{\phi}$  объясняется существенной величиной  $\bar{m}_{\phi}$ .

К массе фюзеляжа отнесены горизонтальное и вертикальное оперения. Массу оперений удобнее всего оценивать, отнеся ее к соответствующей площади оперений. Можно принять вес одного квадратного метра площади горизонтального оперения  $G_{e,o} = 5,5 \dots 6,3 \text{ даН/м}^2$ , а вертикального оперения  $4,0 \dots 4,6$  для вертолетов легкой и средней массовых категорий.

Согласно статистическим данным, рост удельной нагрузки сопровождается увеличением площадей вертикального  $S_{e,o}$  и горизонтального  $S_{e,o}$  оперений.

На рис. 3.6, для справки, показана зависимость площадей ВО и ГО от удельной нагрузки НВ.

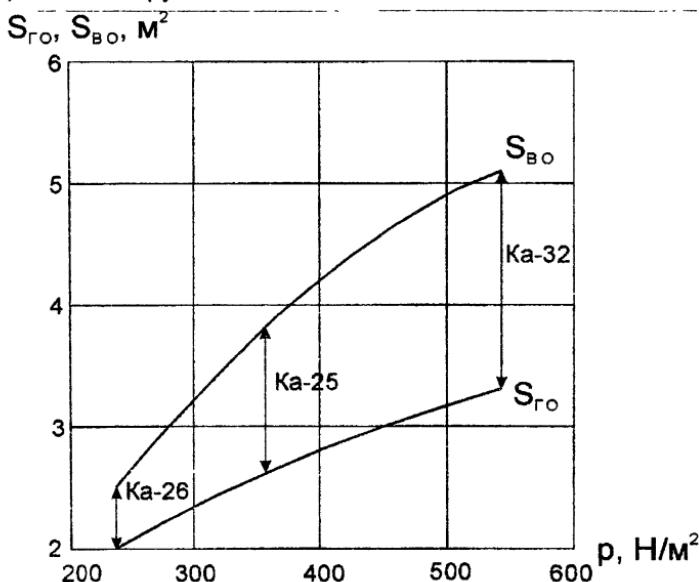


Рис. 3.6. Зависимость площадей вертикального и горизонтального оперений от удельной нагрузки

## 2. Относительная масса крыла (для одновинтовой схемы)

Крыло вертолета имеет малое удлинение ( $\lambda_{kp} = 4 \dots 7$ ) и небольшую площадь ( $\bar{S}_{kp} = 0,025 \dots 0,045$ ). Оно предназначено для разгрузки НВ на больших скоростях полета, давая до 20...25% его тяги, а также для различных внешних подвесок. Принимая, что крыло уравновешивает 20% массы вертолета ( $p_{kp} = \frac{P}{5 \cdot \bar{S}_{kp}}$ ), имеем

$$\bar{m}_{kp}(p) = 0,1 \cdot K_{kp} \sqrt{\frac{\lambda_{kp}^{1/2} \cdot S_{kp}^{3/2} \cdot R}{p}}, \quad (3.36)$$

где  $K_{kp}$  — коэффициент, характеризующий конструктивные особенности крыла. Для конструктивно-силовой схемы крыла вертолета Ми-6  $K_{kp} \approx 6,0 \text{ кг}^{0,5} / \text{м} \cdot \text{с}$ .

### 3. Относительная масса шасси (для одновинтовой, соосной и продольной схем — рис. 3.7):

$$\bar{m}_w = K_w, \quad (3.37)$$

где  $K_w$  — масса шасси. Для полозкового шасси  $K_w=0,01$ ; для неубирающегося шасси  $K_w=0,02$ ; для убирающегося шасси  $K_w=0,03$ ; для вертолета-крана типа Ми-10  $K_w=0,06$ ; для вертолета-крана типа Ми-10К  $K_w=0,025$ .

Статистические данные зарубежных вертолетов дают несколько отличные значения коэффициента  $K_w$  (рис. 3.7) [66].

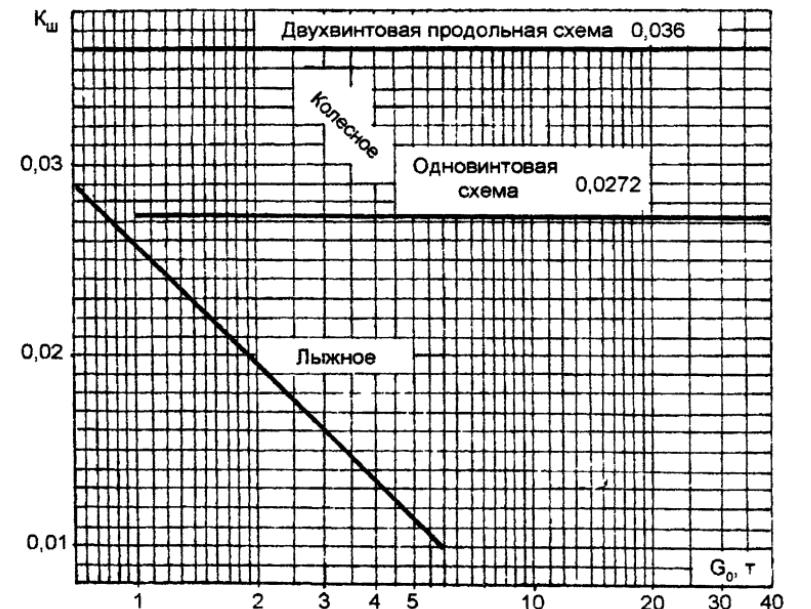


Рис. 3.7. Зависимость коэффициента массы шасси от веса аппарата

#### 4. Относительная масса управления (для одновинтовой и соосной схем — $\bar{m}_{p.y}$ , $\bar{m}_{b.y}$ )

При оценке массы системы управления вертолетом ее условно разделяют на две части: ручную (проводка управления от командных рычагов до бустеров) и бустерную (автомат перекоса, бустеры с их креплением, проводка управления от бустеров до автомата перекоса, основная гидросистема). Относительную массу системы управления в этом случае определяют по формуле [57]:

$$\bar{m}_{\text{упр}} = \bar{m}_{p.y} + \bar{m}_{b.y}, \quad (3.38)$$

где  $\bar{m}_{p.y}$ ,  $\bar{m}_{b.y}$  — относительные массы ручного и бустерного управления;

$$\bar{m}_{p.y} = K_{p.y} \frac{R}{m_0^0}, \quad (3.39)$$

где  $K_{p.y}$  — коэффициент массы ручного управления. Для транспортных вертолетов, не имеющих вспомогательной схемы управления, —  $K_{p.y} = 7 \dots 10,5 \text{ кг/м}$ ; для вертолетов, имеющих вспомогательное управление для открытия грузовых створок, трапов, капотов, выпуска шасси и др., —  $K_{p.y} = 18 \dots 25 \text{ кг/м}$ ;

$$\bar{m}_{b.y}(p) = a_{b.y} K_{b.y} \frac{\sigma^2}{z \cdot p}, \quad (3.40)$$

где  $a_{b.y}$  — коэффициент относительной массы системы бустерного управления,  $a_{b.y} \approx 30,8 \cdot R, \text{ м}^2 / \text{с}^2$ ;  $K_{b.y}$  — коэффициент массы бустерного управления,  $K_{b.y} = 13,2 \text{ кг/м}^3$ .

#### 5. Относительная масса инерционного гасителя колебаний

$\bar{m}_{\text{гас}}(p)$  (для продольной схемы)

Одной из главных особенностей двухвинтовых вертолетов является их предрасположенность к вибрациям. Источниками вибраций являются несущие винты.

Известно, что в течение многих лет Ф. Пясецкий (США) безуспешно боролся с вибрацией вертолета продольной схемы VH-16; много лет потратил на устранение вибраций вертолета "Бристоль-173" его конструктор Р. Хаффнер (Англия).

Столь же трудным оказался путь устранения вибраций на вертолете Як-24. Истинная причина этого явления — неблагоприятное сочетание значительных деформаций фюзеляжа и неудачное расположение кинематической цепи системы управления вертолетом.

И только фирме "Боинг-Вертол" на основе ряда конструктивных мероприятий удалось решить очень сложную задачу создания вертолета продольной схемы с хорошими летно-техническими и эксплуатационными характеристиками.

При выборе схемы вертолета и числа лопастей в несущем винте необходимо учитывать величины вибраций, которые будут испытывать фюзеляж и кабина экипажа.

Для того чтобы уравнять в этом отношении различные проекты вертолетов, целесообразно принять, что в том случае, когда вибрации выходят за допустимые нормы, на вертолете должны быть установлены специальные средства гашения вибраций.

При использовании обычных инерционных гасителей необходимо определить потребную активную массу, приводящую к снижению амплитуд вибраций. Найти эту массу можно только в результате расчета вибраций вертолета, который на этапе выбора схемы и параметров аппарата весьма затруднителен. Поэтому обычно пользуются различными приближенными оценками.

По опыту изготовления вертолетов одновинтовой схемы известно, что если "отстроиться" от резонансных колебаний, то вибрации обычно возрастают с увеличением взлетной массы и скорости полета вертолета и уменьшаются с увеличением числа лопастей в несущем винте. При числе лопастей более пяти и максимальной скорости до 300 км/ч вибрации вертолета одновинтовой схемы могут оказаться в допустимых пределах даже для весьма грузоподъемных вертолетов.

Проблема снижения вибраций особенно трудновыполнима для вертолетов продольной схемы, у которых силы от несущих винтов, возбуждающих вибрации, приложены в пучностях колебаний, а увеличение числа лопастей сверх четырех практически исключает возможность уменьшения длины фюзеляжа путем перекрытия винтов.

Для вертолетов продольной схемы на этапе выбора параметров  $K_{vac}$  предлагается принимать [67]

$$\bar{m}_{vac} = K_{vac}, \quad (3.41)$$

где  $K_{vac}$  — коэффициент массы инерционного гасителя колебаний  $K_{vac}=0,015$  для вертолетов с четырехлопастными и  $K_{vac}=0,025$  — для вертолетов с трехлопастными несущими винтами. Для виброгасителя вертолета "Чинук" CH-47C  $K_{vac}=0,026$ .

Массу виброгасителя следует включать в массу конструкции ПЛ нера вертолета.

## 6. Относительная масса колонки управления (для соосной схемы) — $\bar{m}_k(p)$

Определение массовых характеристик элементов системы управления имеет некоторые особенности, связанные со спецификой соосного вертолета.

Для оценки массы систему управления вертолетами одновинтовой, продольной и поперечной схем условно делят на две части: на бустерную систему управления несущим винтом (или винтами, включая и рулевой) и на проводку управления от ручки или педалей до основных бустеров, называемую добустерной или ручной проводкой управления [67].

В соосной схеме следует различать три части системы управления: бустерную, ручную и колонку. Состав колонки:

- верхний и нижний автоматы перекоса;
- верхняя и нижняя ползушки;
- механизм общего и дифференциального шага;
- блоки продольного и поперечного управления автоматов перекоса.

Агрегаты колонки крепятся на соответствующих валах несущих винтов и редукторе и связаны тягами. Валы верхнего и нижнего несущих винтов являются элементами главного редуктора. Втулки отнесены к несущим винтам.

Учитывая изложенное, можно утверждать, что массы несущей системы  $m_{n.c}$ , лопастей  $m_{\Sigma.l}$ , втулок  $m_{\Sigma.em}$  и колонки  $m_k$  соотносятся между собой как  $1:0,461:0,237:0,302$  ( $1=0,461+0,237+0,302$ ), соответственно, где  $m_{\Sigma.l} = m_{\Sigma.v} + m_{\Sigma.n}$ ,  $m_{\Sigma.em} = m_{em.v} + m_{em.n}$ ; индекс "v" обозначает верхний несущий винт, индекс "n" — нижний несущий винт. Это соотношение, проверенное на вертолетах Ка-18, Ка-26, Ка-25, показало при 3%-ной ошибке в среднем высокую стабильность.

Соотношение элементов несущей системы примем для всех вертолетов соосной схемы.

Алгоритмы определения относительных масс бустерной и ручной частей системы управления соосного вертолета остаются такими же, как для одновинтового вертолета. Этот вывод сделан при допущении: путевое управление одновинтового вертолета по массе примерно эквивалентно управлению рулями направления соосного.

Приведенное соотношение позволяет вычислить относительную массу колонки, которая определяется суммарной относительной массой втулок верхнего и нижнего несущих винтов:

$$\bar{m}_k = 1,27 \cdot \bar{m}_{\Sigma.em}. \quad (3.42)$$

## 7. Относительная масса управления (для продольной схемы) — $\bar{m}_{\delta,y}$ , $\bar{m}_{p,y}$ с учетом двухкаскадной системы управления

Как отмечено выше, для оценки массы системы управления продольного вертолета условно делят, как и для одновинтового, на две части — на бустерную систему управления несущими винтами и на проводку управления от ручек или педалей, называемую добустерной или ручной проводкой управления [67]. Различие между этими частями системы управления заключается в том, что бустерная система управления рассчитывается на нагрузки от лопастей несущих винтов, увеличивающиеся с их размерами, а добустерная система управления — только от усилий пилотов при однокаскадной системе управления и от усилий пилотов и малых бустеров в двухкаскадной системе управления. Схема последней показана на рис. 3.8.

Сложность систем управления продольных вертолетов состоит не только в удвоении состава их частей, но и в возможном применении в ручной проводке малых бустеров двухкаскадной системы управления.

В состав бустерной системы управления входят: автоматы перекоса, основные бустеры с их креплением, системы управления от этих бустеров до автоматов перекоса и основная гидросистема, производительность которой прямо связана с потребной мощностью основных бустеров.

Относительная масса бустерного управления вычисляется по  $\bar{m}_{\delta,y} = 9,81 \cdot K_{\delta,y} = 129,5 \text{ кг} / \text{м}^2 \cdot \text{с}^2$ , где  $K_{\delta,y}$  — коэффициент системы бустерного управления;  $K_{\delta,y} = 13,2 \text{ кг}/\text{м}^3$ .

В состав ручной проводки кроме управления до основных бустеров вводятся также все другие виды управления, в том числе управление двигателями, стабилизатором (если они есть) и вспомогательные системы управления для открытия грузовых створок, трапов, калиток, выпуска шасси вместе с используемой для этого вспомогательной гидросистемой.

Для продольных вертолетов длина проводки сильно увеличивается, и из-за роста сил трения в ней приходится вводить дополнительные малые бустеры, т.е. применять двухкаскадную систему управления, масса которой при этом существенно возрастает (рис. 3.8).

Полагая длину такой проводки пропорциональной расстоянию между винтами  $L_{h,e}$ , относительную массу ручного управления можно найти по формуле

$$\bar{m}_{p,y} = K_{p,y} \frac{L_{h,e}}{m_0}, \quad (3.43)$$

где  $K_{p,y}$  — коэффициент массы ручного управления. Для вертолетов продольной схемы средней и тяжелой массовых категорий можно

принять  $K_{p,y} = 30 \text{ км/м}$ ;  $m_0$  — взлетная масса вертолета предыдущего приближения;  $L_{n,e} = D - a$ ;  $a$  — перекрытие несущих винтов, м.

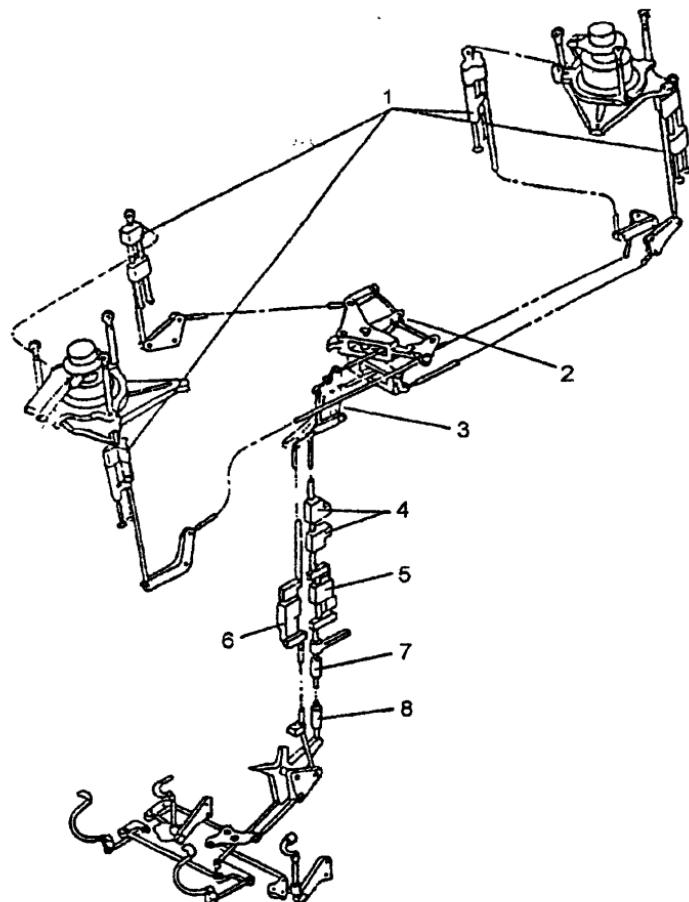


Рис. 3.8. Схема двухкаскадной системы управления вертолета "Чинук":

1 — основные гидроусилители (2-й каскад); 2 — вторая ступень механического смесителя; 3 — первая ступень механического смесителя; 4 — рулевые приводы улучшения устойчивости; 5 — гидроусилитель системы продольного управления общим шагом (1-й каскад); 6 — гидроусилитель системы управления общим шагом (1-й каскад); 7 — верхний рулевой привод дифференциального общего шага; 8 — нижний рулевой привод дифференциального общего шага

### 3.6.2. Потребная энерговооруженность вертолета

Для современных вертолетов характерными режимами полета принято считать [67]: висение на статическом потолке  $H_{cm} = 1000 \dots 1500$  м; полет на динамическом потолке  $H_{дин}$ ; полет на максимальной скорости  $V_{max} = 250 \dots 300$  км/ч на высоте  $H = 500$  м; продолженный взлет при отказе одного двигателя, когда другой работает на чрезвычайной мощности. Каждый из режимов характеризуется своими параметрами: высотой и скоростью полета, потребной мощностью для привода несущего винта и величиной потерь мощности. В этих условиях энерговооруженность вертолета определяется максимальным значением потребных мощностей режимов полета.

Мощность двигательной установки для каждого режима рассчитывают через удельную мощность  $\bar{N} = N_{\partial,y} / m_0 \cdot g$ , потребную для привода несущего винта на соответствующем режиме полета. При этом удельную мощность приводят к мощности при  $H = 0$  ( $\bar{N}_H$ ) и  $V = 0$  ( $\bar{N}_V$ ) с учетом степени дросселирования двигателей ( $\bar{N}_{\partial\rho}$ ) в зависимости от режима и коэффициента использования мощности ( $\xi$ ):

$$N_{\partial,y0} = \frac{\bar{N}_{\partial,y} \cdot m_0 \cdot g}{\bar{N}_H \cdot \bar{N}_V \cdot \bar{N}_{\partial\rho} \cdot \xi}, \quad (3.44)$$

где 0 — индекс приведения;  $\bar{N}_H$ ,  $\bar{N}_V$ ,  $\bar{N}_{\partial\rho}$  — коэффициенты, учитывающие изменение располагаемой мощности двигателя в зависимости от высоты и скорости полета и степени дросселирования двигателя:

$$\bar{N}_H = 1 - 0,0695 \cdot H \quad (H \text{ в км});$$

$$\bar{N}_V = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V^2 \quad (V \text{ в км/ч}).$$

При вычислении  $\bar{N}_H$  и  $\bar{N}_V$  используются значения  $H$  и  $V$ , соответствующие рассматриваемому режиму (табл. 3.4).

Таблица 3.4

| Параметры полета       | Висение на статическом потолке | Полет на динамическом потолке                    | Горизонтальный полет на максимальной скорости | Продолженный взлет при отказе одного двигателя |
|------------------------|--------------------------------|--|---|--|
| $H$ , км<br>$V$ , км/ч | $H_{\text{эк}}$<br>0           | $H_{\text{дин}}$<br>$V_{\text{дин}}^{\text{эк}}$ | 500<br>$V_{max}$                              | 0<br>$V_0^{\text{эк}}$                         |

Коэффициент использования мощности в общем случае является функцией скорости  $\xi = f(\bar{V})$  (рис. 3.9). На режиме висения  $\xi$  можно принять [57]:

$$\xi = \begin{cases} 0,85 & \text{при } m_0 < 10 \text{ т;} \\ 0,82 & \text{при } 10 \text{ т} \leq m_0 \leq 25 \text{ т;} \\ 0,79 & \text{при } m_0 > 25 \text{ т.} \end{cases}$$

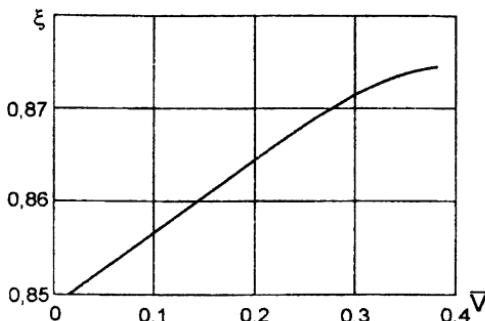


Рис. 3.9. Зависимость  $\xi = f(\sqrt{V})$

На экономической скорости полета  $\xi_{V_{ЭК}} = 0,865$ ; на максимальной скорости полета —  $\xi_{V_{\max}} = 0,875$ ; на крейсерской скорости —  $\xi_{kp} = 0,872$ .

В табл. 3.5 приведены значения постоянных и переменных потерь эффективной мощности двигательной установки при передаче ее на несущий винт [29]:  $\xi = 1 - \sum \bar{\xi}$ .

Таблица 3.5

| Характеристики потерь      | Виды потерь эффективной мощности силовой установки при передаче ее на НВ  | Коэффициенты потерь мощности, $\bar{\xi}$                   |
|----------------------------|---|---|
| Постоянные потери мощности | Привод рулевого винта.<br>– на режиме висения;<br>– на режиме горизонтального полета<br>Привод агрегатов двигателя и вертолета<br>Трение в трансмиссии<br>Привод вентилятора охлаждения<br>Гидравлические сопротивления входных устройств | 0,08...0,1<br>0,02...0,04<br>0,01<br>0,03<br>0,015<br>0,025 |
| Временные потери мощности  | Включение воздушно-тепловой противобледенительной системы<br>Пылезащищенное устройство (ПЗУ):<br>– ПЗУ выключено<br>– ПЗУ включено  | 0,04<br>0,025<br>0,06                                       |

Значения коэффициентов, характеризующих степень дросселирования двигателя на различных режимах его работы, приведены в табл. 3.6.

Таблица 3.6

| Степень дросселирования | Чрезвычайный режим                    | Номинальный режим     | Крейсерский режим                |
|-------------------------|---------------------------------------|-----------------------|----------------------------------|
| $\bar{N}_{dp}$          | $\bar{N}_{kp} \approx 1,07 \dots 1,1$ | $\bar{N}_{nom} = 0,9$ | $\bar{N}_{kp} = 0,76 \dots 0,81$ |

1. Удельная приведенная мощность, потребная для висения вертолета на статическом потолке [57]:

$$\tilde{N}_{Hcm0} = \frac{\tilde{N}_{Hcm}}{\bar{N}_{Hcm} \cdot \xi} = \frac{0,6385 \cdot \bar{T}^{3/2} \cdot \sqrt{p}}{\bar{N}_{Hcm} \cdot \xi_0 \cdot \eta_0 \cdot \sqrt{A_{Hcm}}} \text{, Вт/Н,} \quad (3.45)$$

где  $\eta_0$  — относительный КПД несущего винта на режиме висения,  $\eta_0 \approx 0,7$ ;  $A_{Hcm}$  — относительная плотность воздуха на статическом потолке;  $\bar{T}$  — относительное увеличение тяги несущего винта для уравновешивания аэродинамического сопротивления фюзеляжа  $\Delta T_\phi$ , горизонтального оперения (стабилизатора)  $\Delta T_{z,o}$  и крыла  $\Delta T_{kp}$ , находящихся в потоке винта:

$$\bar{T} = T / m_0 \cdot g = 1 + \Delta T_\phi + \Delta T_{z,o} + \Delta T_{kp},$$

$$\Delta T_\phi \approx 0,238 \cdot \bar{S}_{\phi,pl}; \Delta T_{z,o} \approx 1,38 \cdot \bar{S}_{z,o}; \Delta T_{kp} = 0,375 \cdot \bar{S}_{kp} \cdot \ell_{kp};$$

где  $\bar{S}_{\phi,pl} = S_{\phi,pl} / \pi \cdot R^2$ ,  $\bar{S}_{z,o} = S_{z,o} / \pi \cdot R^2$ ,  $\bar{S}_{kp} = S_{kp} / \pi \cdot R^2$ ;  $\bar{S}_{\phi,pl}$ ,  $\bar{S}_{z,o}$ ,  $\bar{S}_{kp}$  — относительные проекции фюзеляжа, горизонтального оперения и крыла соответственно (принимаются по статистическим данным);  $S_{\phi,pl}$ ,  $S_{z,o}$ ,  $S_{kp}$  — площади горизонтальных проекций фюзеляжа, горизонтального оперения и крыла;  $\ell_{kp} = \ell_{kp} / R$  — относительный размах крыла. Для одновинтового вертолета можно также принять  $\bar{T} \approx 1,04$  [57].

2. Удельная приведенная мощность, потребная для полета вертолета на динамическом потолке [57]:

$$\tilde{N}_{Hdin0} = \frac{\tilde{N}_{Hdin}}{\bar{N}_{nom} \cdot \bar{N}_{Hdin} \cdot \bar{N}_{Vek} \cdot \xi_{Vek}} = \frac{1}{\bar{N}_{nom} \cdot \bar{N}_{Hdin} \cdot \bar{N}_{Vek} \cdot \xi_{Vek}} \times \\ \times \left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \omega R \left[ 1 + 7,08 \cdot 10^{-8} (V_{din}^{ek})^3 \right] + 1,82 \frac{p}{V_{din}^{ek} \cdot \Delta_{din}} + \right. \\ \left. + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_3 (V_{din}^{ek})^3 \cdot \Delta_{din} \right\}, \text{ Вт/Н,} \quad (3.46)$$

где  $V_{din}^{ek} = 164 \sqrt{\frac{1,09 \cdot p}{(\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{S}_3 \cdot \Delta_{din}) \cdot \Delta_{din}}}$  — экономическая скорость полета на динамическом потолке;  $\Delta_{din}$  — относительная плотность воздуха на динамическом потолке;  $\bar{S}_3 = \frac{\sum C_x S}{m_0 g}$  — относительная эквивалентная вредная пластинка.

В приближенных проектировочных расчетах сопротивление может быть определено по статистическим формулам [28], в которых выражена в кг,  $\sum C_x S$  — в  $m^2$ :

- вертолеты с неубранными шасси —  $\sum C_x S = 0,018 \cdot m_0^{0,5646}$ ;
- вертолеты с убранными шасси —  $\sum C_x S = 0,0174 \cdot m_0^{0,5364}$ ;
- перспективные вертолеты —  $\sum C_x S = 0,0102 \cdot m_0^{0,5364}$ ;
- вертолеты-самолеты —  $\sum C_x S = 0,00601 \cdot m_0^{0,5364}$ .

Вредное сопротивление вертолета приближенно можно также определить по рис. 3.10 [6] или по формуле (2.43) [24].

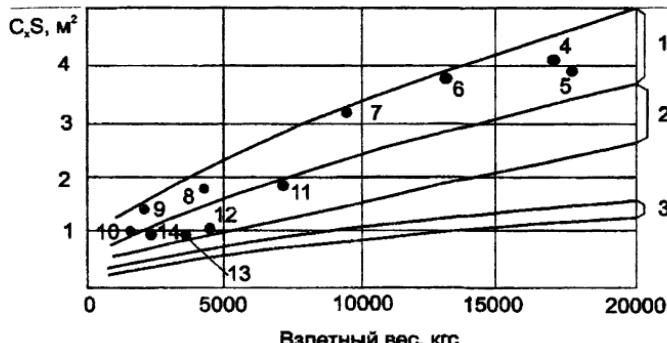


Рис. 3.10. Изменение площади эквивалентной вредной пластиинки различных транспортных вертолетов в зависимости от взлетного веса:

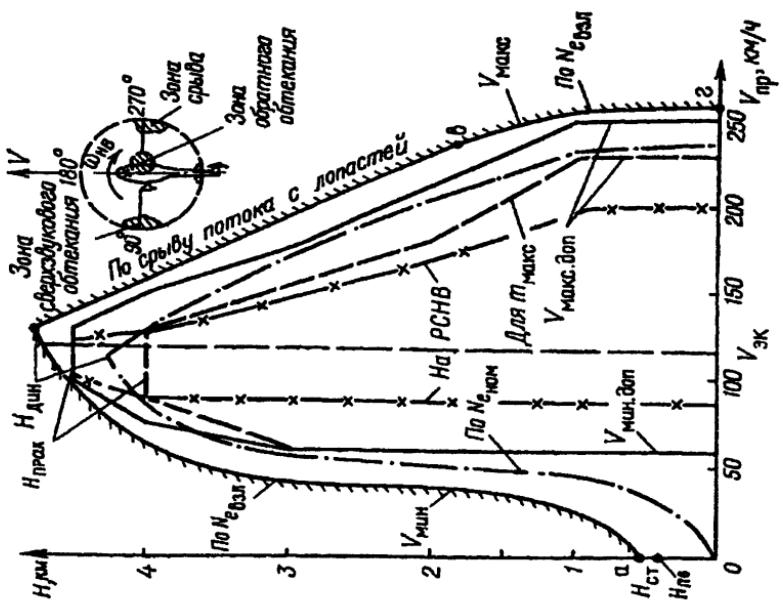
- 1 — вертолеты, находящиеся в эксплуатации; 2 — вертолеты нового поколения и будущие вертолеты; 3 — самолеты; 4 — Сикорский CH-53A; 5 — Boeing-Вертол CH-47; 6 — Aerospatiale SA.321; 7 — Сикорский S-61N; 8 — Bell UH-1B; 9 — Aerospatiale "Алуют III"; 10 — Aerospatiale SA.341; 11 — Aerospatiale SA.330J; 12 — Сикорский S-76; 13 — Bell 222; 14 — Augusta A.109

Известно, что продолжительный взлет и полет на динамическом потолке вертолет выполняет на экономических скоростях  $V_{\text{эк}}$  (рис. 3.11 и 3.12). Причем разница в скоростях незначительная и объясняется изменением соотношения между индуктивной мощностью и суммой профильной мощности и мощности движения.

В работе [57] приведены коэффициенты индукции  $I_s$  в функции скорости полета одновинтового вертолета (табл. 3.7):

$$I_s = \begin{cases} 1,02 + 0,0004 \cdot V_{\max} & (V_{\max} \leq 275 \text{ км/ч}); \\ 0,58 + 0,002 \cdot V_{\max} & (V_{\max} > 275 \text{ км/ч}), \end{cases} \quad (3.47)$$

где  $I_s$  — коэффициент индукции. Значения коэффициента индукции в функции скорости полета даны в табл. 3.7, а также в подразд. 3.14.3.



**Рис. 3.11.** Характерные скорости горизонтального полета вертолета с ПД

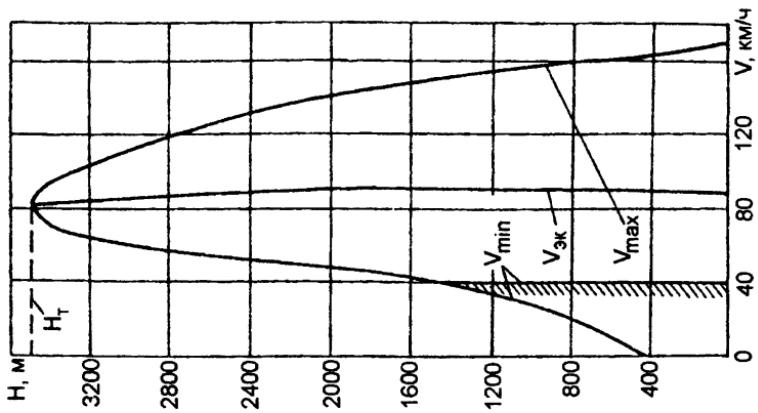


Рис. 3.12. Диапазон скоростей и высот полета вертолета с ТВД (с нормальной взлетной массой)

Таблица 3.7

| $V$ , км/ч | 150  | 200 | 250  | 300  | 350  | 400  |
|------------|------|-----|------|------|------|------|
| $I_s$      | 1,09 | 1,1 | 1,12 | 1,18 | 1,28 | 1,38 |

В подразд. 3.14.3 приведены методики вычисления коэффициентов  $I_s$ , одновинтовой, соосной и продольной схем для наиболее нагруженных режимов полета.

3. Удельная приведенная мощность, потребная для горизонтального полета вертолета на максимальной скорости [57]:

$$\tilde{N}_{V \max 0} = \frac{\tilde{N}_{V \max}}{\bar{N}_{H V \max} \cdot N_{V \max} \cdot \xi_{V \max}} = \frac{1}{\bar{N}_{H V \max} \cdot N_{V \max} \cdot \xi_{V \max}} \times \\ \times \left[ 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} \cdot V_{\max}^3) + 1,67 \frac{p I_s}{V_{\max}} + \right. \\ \left. + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_s V_{\max}^3 \right], \text{ Вт/Н.} \quad (3.48)$$

4. Удельная приведенная мощность, потребная для продолжения взлета вертолета при отказе одного двигателя [57]:

$$\tilde{N}_{\text{пр.взл}0} = \frac{\tilde{N}_{\text{пр.взл}}}{0,865 \cdot \bar{N}_{V \text{ЭК}}} \cdot \frac{n_{de}}{n_{de} - 1} = \frac{1,156}{\bar{N}_{V \text{ЭК}}} \cdot \frac{n_{de}}{n_{de} - 1} \times \\ \times \left[ 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \omega R (1 + 7,08 \cdot 10^{-8} (V_0^{3k})^3) + 1,82 \cdot \frac{p}{V_0^{3k}} + \right. \\ \left. + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_s (V_0^{3k})^3 \right], \text{ Вт/Н,} \quad (3.49)$$

где  $V_0^{3k} = 164 \sqrt{\frac{1,09 \cdot p}{\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot S_s}}$  — экономическая скорость полета у земли;  $n_{de}$  — число двигателей.

Выражения (3.45), (3.46), (3.48), (3.49) позволяют исследовать влияние нагрузки на  $\tilde{N}_{H \text{ст}0}$ ,  $\tilde{N}_{H \text{дин}0}$ ,  $\tilde{N}_{V \max 0}$  и  $\tilde{N}_{\text{пр.взл}0}$  в области принятого диапазона изменения  $p$ . Результаты расчетов  $\tilde{N}_{H \text{ст}0}(p)$ ,  $\tilde{N}_{H \text{дин}0}(p)$ ,  $\tilde{N}_{V \max 0}(p)$  и  $\tilde{N}_{\text{пр.взл}0}(p)$  сводятся в таблицу.

Анализ результатов расчетов показывает, что в зависимости от назначения вертолета и сочетания величин, заданных ЛТХ, возможны различные варианты взаимного расположения функций  $\tilde{N}_{H \text{ст}0}(p)$ ,  $\tilde{N}_{H \text{дин}0}(p)$ ,  $\tilde{N}_{V \max 0}(p)$  и  $\tilde{N}_{\text{пр.взл}0}(p)$ , приведенных на рис. 3.13.

Требование эксплуатации вертолета на всех характерных режимах полета  $\tilde{N}_{0 \max 0}(p) = \max [\tilde{N}_{H \text{ст}0}(p), \tilde{N}_{H \text{дин}0}(p), \tilde{N}_{V \max 0}(p), \tilde{N}_{\text{пр.взл}0}(p)]$  соответствует границам заштрихованных областей (рис. 3.13).

Во всех дальнейших расчетах при выборе параметров и характеристик вертолета используется функция  $\tilde{N}_{0\max 0}(p)$ .

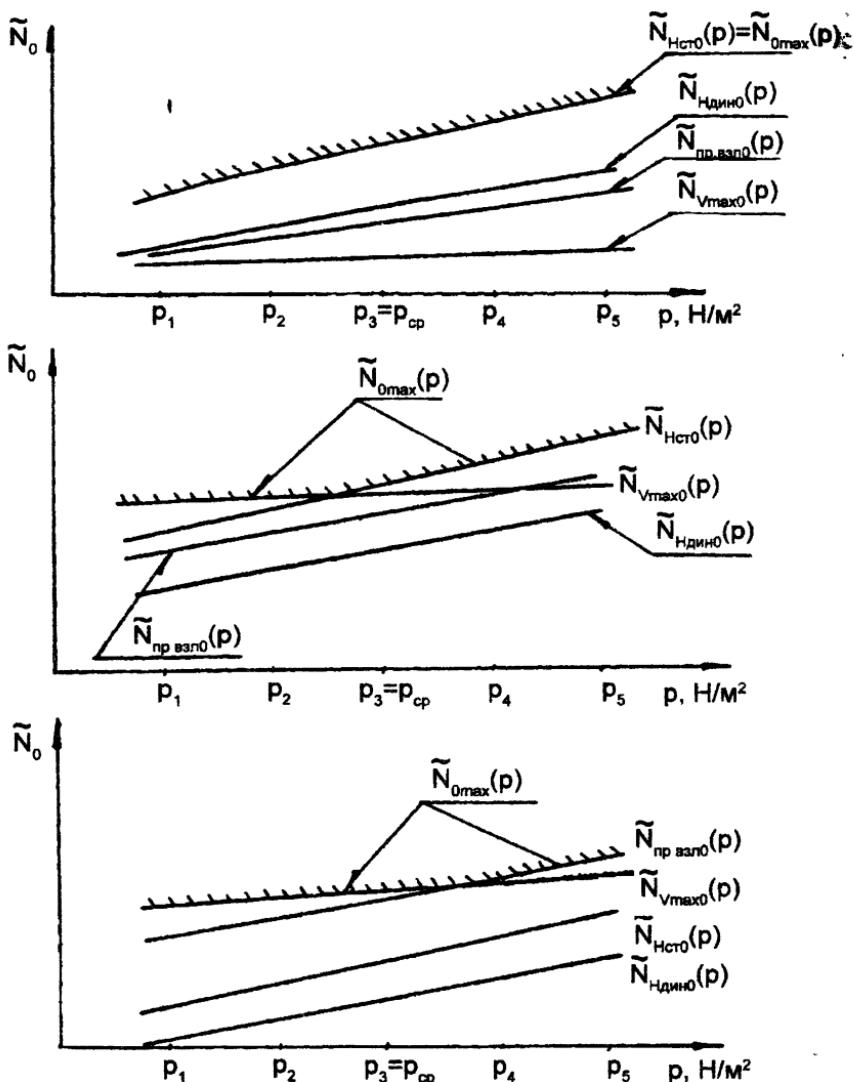


Рис. 3.13. Возможные варианты зависимостей  $\tilde{N}_{\text{Нст}0}(p)$ ,  $\tilde{N}_{\text{дин}0}(p)$ ,  $\tilde{N}_{V\max 0}(p)$  и  $\tilde{N}_{\text{пр.взл}0}(p)$

### 3.6.3. Относительная масса силовой установки

В соответствии с классификацией [36] относительную массу силовой установки представим в виде

$$\bar{m}_{c,y} = \bar{m}_{de,c} + \bar{m}_e + \bar{m}_{mp}, \quad (3.50)$$

где  $\bar{m}_{de,c}$ ,  $\bar{m}_e$ ,  $\bar{m}_{mp}$  — относительные массы двигателей с системами и вспомогательной силовой установки (ВСУ), винтов и трансмиссии соответственно.

#### 1. Относительная масса двигателей с системами и ВСУ (для одновинтовой, соосной и продольной схем):

$$\bar{m}_{de,c}(p) = (\gamma_{de} + K_c) \cdot \tilde{N}_{0max} \cdot g + K_{m,c} \cdot \bar{m}_T + \bar{m}_{e,c,y}, \quad (3.51)$$

где  $\gamma_{de}$  — удельная масса двигателя, кг/кВт;  $K_c$  — коэффициент, учитывающий увеличение массы двигательной установки за счет систем: охлаждения, противопожарной, запуска, узлов крепления двигателей, масляных систем двигателей и главного редуктора, масла, кг/кВт;  $K_{m,c}$  — коэффициент, характеризующий увеличение массы силовой установки за счет топливной системы (ТС);  $\bar{m}_{e,c,y}$  — относительная масса ВСУ,  $\bar{m}_{e,c,y} = 0,005 \dots 0,008$  [55].

Для вертолетных двигателей третьего поколения (типа ТВЗ-117)  $\gamma_{de} \approx 0,15 \dots 0,18$  кг/кВт. По данным работы [67], для современных вертолетных двигателей:

- малой мощности (~500...800 кВт) —  $\gamma_{de} \approx 0,2 \dots 0,24$  кг/кВт;
  - средней мощности (~1000...2000 кВт) —  $\gamma_{de} \approx 0,13 \dots 0,18$  кг/кВт;
  - большой мощности (свыше 2000 кВт) —  $\gamma_{de} \approx 0,08 \dots 0,12$  кг/кВт;
- $K_c \approx 0,04 \dots 0,05$  кг/кВт [67];  $K_{m,c} = 0,07 \dots 0,09$  для ТС с протектированными топливными баками;  $K_{m,c} = 0,06 \dots 0,07$  для системы с применением топливных гермоотсеков (кессонов) [67].

#### 2. Относительная масса винтов (для одновинтовой схемы):

$$\bar{m}_e = \bar{m}_{n,e} + \bar{m}_{p,e}, \quad (3.52)$$

где  $\bar{m}_{n,e}$ ,  $\bar{m}_{p,e}$  — относительные массы несущего и рулевого винтов,  $\bar{m}_{n,e} = \bar{m}_{\Sigma l} + \bar{m}_{em}$ ,  $\bar{m}_{p,e} = \bar{m}_{\Sigma l.p.e} + \bar{m}_{em.p.e}$ ;  $\bar{m}_{\Sigma l}$ ,  $\bar{m}_{\Sigma l.p.e}$  — относительные суммарные массы лопастей несущего и рулевого винтов;  $m_{em}$ ,  $m_{em.p.e}$  — относительные массы втулок несущего и рулевого винтов:

$$\bar{m}_{\Sigma l}(p) = a_n \frac{K \cdot \sigma}{\lambda^{0.7}} p; \quad (3.53)$$

$$\bar{m}_{em}(p) = a_{em} \cdot 10^{-5} \cdot K_{em} \cdot K_z \cdot z \cdot \bar{m}_n^{1,35} (\omega R)^{2,7} \cdot p^{0,35}; \quad (3.54)$$

$$\bar{m}_{\Sigma_{l.p.e}}(p) = \frac{\sigma_{p.e}}{\sigma} \left( \frac{\lambda}{\lambda_{p.e}} \right)^{0,7} \left( \frac{R_{p.e}}{R} \right)^{2,7} \cdot \bar{m}_{\Sigma_l}; \quad (3.55)$$

$$\bar{m}_{em.p.e}(p) = \frac{K_{z,p.e}}{K_z} \cdot \frac{z_{p.e}}{z} \cdot \left( \frac{\omega_{p.e} \cdot R_{p.e}}{\omega \cdot R} \right)^{2,7} \cdot \left( \frac{R_{p.e}}{R} \right)^{0,65} \left( \frac{\bar{m}_{l.p.e}}{\bar{m}_n} \right)^{1,35} \cdot \bar{m}_{em}, \quad (3.56)$$

где  $a_n = 23,62 \cdot R^{0,7}$ ,  $m^{1,7}/c^2$ ;  $a_{em} = 2,34/R^{0,65}$ ,  $c^{0,7}/m$  — коэффициент относительных масс лопастей и втулки несущего винта;  $K_n$  — коэффициент, характеризующий некоторые конструктивные особенности лопастей НВ. Для современных конструкций лопастей со стальным трубчатым и дуралюминиевым прессованным лонжеронами  $K_n = 12,6 \dots 13,8 \text{ кг}/\text{м}^2$ , для стеклопластиковых лопастей  $K_n = 11,5 \dots 13,6 \text{ кг}/\text{м}^2$  [57];  $\sigma_{p.e}$  — коэффициент заполнения рулевого винта. По статистическим данным,  $\sigma_{p.e} = (1,7 \dots 2,3) \cdot \sigma \approx 2\sigma$  [67];  $\lambda_{p.e}$  — удлинение лопастей рулевого винта,  $\lambda = z/\pi\sigma$ ,  $\lambda/\lambda_{p.e} = 2z/z_{p.e}$ ;  $\bar{m}_n = \frac{\bar{m}_{\Sigma_l}}{z}$ ,  $\bar{m}_{l.p.e} = \frac{\bar{m}_{\Sigma_{l.p.e}}}{z_{p.e}}$  — относительные массы лопасти НВ и РВ;  $K_{em}$  — коэффициент втулки,  $K_{em} = 0,0527 \text{ кг}/\text{кН}^{1,35}$ ;  $K_z$ ,  $K_{z,p.e}$  — коэффициенты, учитывающие влияние массы втулок числа лопастей  $z$  несущего и  $z_{p.e}$  рулевого винтов;  $K_z (K_{z,p.e}) = 1$  при  $z (z_{p.e}) \leq 4$ ,  $K_z (K_{z,p.e}) = 1 + 0,05 [z (z_{p.e}) - 4]$  при  $z (z_{p.e}) > 4$ . Приближенно  $z_{p.e} = 2/3 \cdot z$ ,  $\omega R \approx \omega_{p.e} \cdot R_{p.e}$ .

Для соосной и продольной схем используются зависимости (3.53) и (3.54) с учетом применимости элементов конструкции: соосная схема — верхний НВ+нижний НВ; продольная схема — передний НВ+задний НВ:

$$\bar{m}_e = 2\bar{m}_{n.e} = 2(\bar{m}_{\Sigma_l} + \bar{m}_{em}). \quad (3.57)$$

### 3. Относительная масса трансмиссии (для одновинтовой схемы):

$$\bar{m}_{mp} = \bar{m}_{el.p} + \bar{m}_{n.p} + \bar{m}_{x.p} + \bar{m}_{m.e}, \quad (3.58)$$

где  $\bar{m}_{el.p}$ ,  $\bar{m}_{n.p}$ ,  $\bar{m}_{x.p}$ ,  $\bar{m}_{m.e}$  — относительные массы главного (ГР), промежуточного (ПР), хвостового (ХР) редукторов и трансмиссионного вала (ТВ) соответственно:

$$\bar{m}_{el.p}(p) = a_{el.p} \cdot K_{el.p} \cdot \xi^{0,8} \left( \frac{\tilde{N}_{omax}}{\omega R} \right)^{0,8} \cdot \frac{1}{p^{0,2}}; \quad (3.59)$$

$$\bar{m}_{n.p}(p) = a_{n.p} \cdot K_{n.p} \cdot (1 - \xi)^{0.8} \left( \frac{\tilde{N}_{0max}}{\omega R} \right)^{0.8} \cdot \frac{1}{p^{0.2}}; \quad (3.60)$$

$$\bar{m}_{x.p}(p) = a_{x.p} \cdot K_{x.p} \cdot L_{p.e} (1 - \xi)^{0.8} \left( \frac{\tilde{N}_{0max} \cdot R_{p.e}}{\omega R} \right)^{0.8} \cdot \frac{1}{p^{0.2}}; \quad (3.61)$$

$$\bar{m}_{m.e}(p) = a_{m.e} \cdot K_{m.e} \cdot L_{p.e} (1 - \xi)^{2/3} \left( \frac{\tilde{N}_{0max}}{\omega_{m.e}} \right)^{2/3} \cdot \frac{1}{p^{1/3}}, \quad (3.62)$$

где  $a_{el.p} = 7,8 \cdot R^{0.4}$ ,  $m^{1.4}/c^2$ ;  $a_{n.p} = 7,8 / R^{0.4}$ ,  $m^{0.6}/c^2$ ;  $a_{x.p} = 7,8 / R^{0.4}$ ,  $m^{1/3}/c^2$ ;  $a_{m.e} = 6,7 / R^{2/3}$ ,  $m^{1/3}/c^2$  — коэффициенты относительных масс ГР, ПР, ХР и ТВ соответственно;  $K_{el.p} = 0,0748 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{м})^{0.8}$ ,  $K_{n.p} = 0,137 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{м})^{0.8}$ ,  $K_{x.p} = 0,105 \text{ кг}/(\text{Н}\cdot\text{м})^{0.8}$ ,  $K_{m.e} = 0,0318 \text{ кг}^{1/3}\cdot\text{с}^4/\text{м}^{7/3}$  — коэффициенты массы главных, промежуточных, хвостовых редукторов и трансмиссионных валов вертолетов одновинтовой схемы средней и тяжелой весовых категорий соответственно;  $\omega_{m.e}$  — угловая скорость трансмиссионного вала,  $\omega_{m.e} \approx 314 \text{ 1/c}$ .

Коэффициент потерь мощности  $\xi$  при варьировании  $p$  принимается для тех значений  $\tilde{N}_{0max}(p)$ , Вт/Н, которые определяются соответствующими режимами полета (см. подразд. 3.62).

Для продольной схемы масса трансмиссии:

$$\bar{m}_{tp} = 2,18 \cdot (\bar{m}_{el.p}) + \bar{m}_{ob.p} + \bar{m}_{m.e}, \quad (3.63)$$

где слагаемое  $2,18(\bar{m}_{el.p})$  указывает на применяемость главных редукторов трансмиссии (зависимость (3.59)). Коэффициент 2,18 из формулы (2.18) обусловлен выносом заднего НВ вверх, наличием коробки приводов вспомогательных агрегатов, увеличением диаметра вала заднего редуктора на некоторой его длине.

Относительную массу объединительного (распределительного, центрального, промежуточного) редуктора вычисляют по формуле, полученной из табл.2.10 [57]:

$$\bar{m}_{ob.p}(p) = a_{ob.p} \cdot Z_{ob.p} \left( \frac{a_{kp} \cdot \tilde{N}_{0max}}{\alpha \cdot n_{val} \cdot Z_{val}} \right)^{0.8}, \quad (3.64)$$

где  $a_{ob.p}$  — коэффициент относительной массы объединительного редуктора,  $a_{ob.p} = 51,2 / R^{1.6}$ ;  $Z_{ob.p}$  — число объединительных редукторов;  $a_{kp}$  — коэффициент неравномерности загрузки главных редукторов,  $a_{kp} = 1,15$ ;  $\alpha$  — коэффициент, зависящий от схемы трансмиссии ( $\alpha = 1$ , если редуктор передает мощность всех двигателей, и  $\alpha = 2$ , если редуктор передает мощность половины

двигателей);  $Z_{\text{вал}}$  — число синхронизирующих (трансмиссионных) валов;  $n_{\text{вал}}$  — частота вращения ведомого (трансмиссионного, синхронизирующего) вала объединительного редуктора  $\bar{m}_{\text{об.р}}(p)$  вычисляется для эквивалентного крутящего момента, учитывающего максимальную передаваемую мощность от двигателей с учетом неравномерного распределения этой мощности между НВ.

Относительную массу трансмиссионного вала вычисляют по формуле [57]:

$$\bar{m}_{\text{т.в}} = a_{\text{т.в}} \cdot L_{\text{т.в}} \left( \frac{\tilde{N}_0}{\alpha} \cdot \frac{n_3 \cdot f}{n_{\text{вал}} \cdot Z_{\text{вал}}} \right)^{2/3} \cdot \frac{1}{p^{1/3}}, \quad (3.65)$$

где  $a_{\text{т.в}}$  — коэффициент относительной массы трансмиссионного вала,  $a_{\text{т.в}} = \frac{3,12}{R^{2/3}} \cdot \frac{kg^{1/3}}{M^2}$ ;  $L_{\text{т.в}}$  — длина трансмиссионного вала.

При предварительных расчетах можно допустить, что  $L_{\text{т.в}} \approx L_{\text{н.в}}$ ,  $n_3$  — коэффициент крутящего момента,  $n_3 = 1,8 \dots 2,2$ ;  $f$  — коэффициент безопасности,  $f = 1,5$ .

При разносе двигателей в стороны длину валов следует принимать по предварительной компоновочной схеме.

Масса трансмиссии соосной схемы определяется зависимостью

$$\bar{m}_{\text{тр}} = \bar{m}_{2\text{н.в}} + \bar{m}_{\text{пр}}, \quad (3.66)$$

где  $\bar{m}_{2\text{н.в}}$  — относительная масса главного редуктора с двумя соосными несущими винтами;  $\bar{m}_{\text{пр}}$  — суммарная относительная масса привода несущих винтов.

Относительная масса главного редуктора вертолета с двумя соосными несущими винтами вычисляется по формуле (6.36), полученной из формулы (132) [1], если суммарный крутящий момент на ось НВ:

$$M_{2\text{н.в}} \leq 15 \cdot 10^4 \text{ H} \cdot \text{м},$$

$$\bar{m}_{2\text{н.в}} = a_{\text{зл.р}} (\tilde{N}_{0\text{ max}}) + b_{\text{зл.р}} \cdot \frac{1}{p}, \quad (3.67)$$

где  $a_{\text{зл.р}} = 0,0795 / \omega_{\text{н.в}}$   $\frac{\text{Н}}{\text{кВт}}$ ;  $b_{\text{зл.р}} = \frac{224,9}{R^2}$ ,  $\frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$ ;  $\omega_{\text{н.в}}$  — угловая скорость несущего винта. Для существующих конструкций расчет по формуле (3.67) дает наибольшую погрешность 3,9%.

Анализ статистических материалов показывает, что главные втулы соосного вертолета относительно короткие, массы упругих муфт главных валов определяются передаваемыми от двигателей к несущим винтам крутящими моментами  $M_{\text{кр}}$ , а для последних также длинами валов  $\ell_{\text{з.в}}$  и т.д.

В этих условиях для получения приемлемых результатов по массе будем рассматривать главные валы совместно с упругими муфтами, а длину главных валов принимать по предварительной компоновочной схеме силовой установки вертолета. Расчетная схема массы привода несущих винтов будет состоять из масс двух главных валов и четырех упругих муфт (по две на вал) —  $2(m_{\text{в.в}} + 2 \cdot m_m)$ .

Для принятой компоновочной схемы соосного вертолета каждый главный вал нагружен  $M_{kp}$ :

$$M_{kp} = \frac{N_{\text{прив}}}{\omega_{\text{в.в}}} = \frac{\tilde{N}_{0\max}(p) \cdot m_0 g}{\omega_{\text{в.в}}}, \quad (3.68)$$

где  $\tilde{N}_{0\max}(p)$  — максимальная (взлетная, чрезвычайная) удельная приведенная мощность, потребная для наиболее нагруженного характеристического режима, Вт/Н;  $\omega_{\text{в.в}}$  — угловая скорость главного вала, 1/с.

В этом случае

$$\tau_{kp} = \frac{M_{kp}^p}{W_{kp}} \leq [\tau_{kp}]_{\text{доп}}, \quad (3.69)$$

где  $M_{kp}^p$  — расчетное значение крутящего момента,  $M_{kp}^p = M_{kp} \cdot f$ ;  $f$  — коэффициент безопасности,  $f=1,5$ ;  $W_{kp}$  — момент сопротивления при кручении (полярный момент сопротивления):  $W_{kp} = 0,2 \frac{D^4 - d^4}{D}$ .

Масса главного вала

$$m_{\text{в.в}} \approx 6200(D^2 - d^2) \cdot \ell_{\text{в.в}}, \quad (3.70)$$

где  $D$ ,  $d$  и  $\ell_{\text{в.в}}$  — наружный, внутренний диаметры вала и длина главного вала соответственно, м.

Масса упругой муфты на данном этапе определяется через удельную массу муфты  $m_{\text{в.в}} / M_{kp}$  и передаваемый  $M_{kp}^*$  в зависимости от типа двигателей на проектируемом вертолете (ГТД или ПД).

В связи с отсутствием статистических данных по муфтам за основу приняты удельные массы муфт вертолетов Ка-25К и Ка-26.

В табл. 3.8 для примера приведены параметры упругих муфт вертолетов Ка-25К и Ка-26.

Таблица 3.8

| Параметры                      | Муфта главного вала         |              |
|--------------------------------|-----------------------------|--------------|
|                                | Ка-25К (третья модификация) | Ка-26        |
| $M_{kp}^{\max}$ , Н·м          | 340                         | 2700         |
| $n$ , об/мин                   | 21000                       | 900          |
| $m_m$ , кг                     | 0,78                        | 3,26         |
| $m_m / M_{kp}^{\max}$ , кг/Н·м | 0,002294                    | 0,03121      |
| Материал полумуфты             | сталь 40ХНМА                | сталь 40ХНМА |

В целом по приводу НВ

$$m_{np} \approx 4 \left[ 3100(D^2 - d^2) \ell_{z.e.} + \frac{m_m}{M_{kp}} \cdot M_{kp}^* \right],$$

или, в относительном виде,

$$\bar{m}_{np} \approx \frac{m_{np}}{m_o} \approx \frac{4}{m_o} \left[ 3100(D^2 - d^2) \ell_{z.e.} + \frac{m_m}{M_{kp}} \cdot M_{kp}^* \right]. \quad (3.71)$$

### 3.6.4. Относительная масса топлива для одновинтовой, соосной и продольной схем

При расчете массы топлива  $m_T$  для полета на заданную дальность  $L$  предполагается, что полет совершается на высоте  $H=500$  м с крейсерской скоростью  $V_{kp}$  при  $\omega R = \text{const}$ :

$$\bar{m}_T = K_T \frac{C_{e kp} \cdot L}{V_{kp}} (0,765 \cdot \tilde{N}_{0max}) \cdot g, \quad (3.72)$$

где  $K_T$  — коэффициент, учитывающий 5%-ный навигационный запас топлива, расход топлива на переходных режимах, а также запас топлива на возможные неточности расчета и т.д.,  $K_T \approx 1,19$ ;  $C_{e kp}$  — удельный расход топлива при работе двигателей на крейсерском режиме, кг/кВт·ч; 0,765 — коэффициент, характеризующий степень дросселирования двигателей на крейсерском режиме ( $\tilde{N}_{kp}=0,76\ldots 0,81$ ).

В табл. 3.9 приведены статистические данные по величине  $V_{kp} / V_{max}$  ряда вертолетов.

Таблица 3.9

| Вертолеты          | Ми-2 | Ми-6 | Ми-8 | Ми-10К      | Ми-34 | Ми-26 |
|--------------------|------|------|------|-------------|-------|-------|
| $V_{kp} / V_{max}$ | 0,87 | 0,83 | 0,88 | 0,76...0,87 | 0,874 | 0,86  |

Принимая  $V_{kp} \approx 0,86 \cdot V_{max}$ , зависимость (3.72) запишем в окончательном виде:

$$\bar{m}_T(p) \approx 1,07 \frac{C_{e kp} L}{V_{max}} \tilde{N}_{0max}(p) \cdot g. \quad (3.73)$$

### 3.6.5. Рекомендации по определению массовых характеристик агрегатов сверхлегких вертолетов

Выше отмечалось, что в последние годы за рубежом проявляется повышенное внимание к созданию сверхлегких вертолетов.

Не прекращающийся интерес к таким вертолетам свидетельствует о наличии постоянных причин, обуславливающих это внимание [41]:

1. Непрерывное расширение круга задач, которые эффективно могут быть решены только винтокрылыми аппаратами специального назначения.

2. Большинство возникающих задач могут быть решены в результате массового применения легких аппаратов, что, в свою очередь, требует крупносерийного производства. В связи с этим экономическая сторона (стоимость аппарата, уровень эксплуатационных расходов и т.п.) направляет конструкторскую мысль на поиски и разработку максимально простой и дешевой конструкции.

3. Разнообразие задач предопределяет узкую специализацию легких винтокрылых аппаратов, что побуждает к поискам лучшего решения и реализации различных схем, применению необычных его компоновок, различных типов привода несущего винта (НВ) и т.д.

Однако создание легкого винтокрылого аппарата простой конструкции, высокой надежности, дешевого и с низкими эксплуатационными расходами является исключительно сложной комплексной научно-технической проблемой. При этом принципы и методы проектирования и производства легких винтокрылых аппаратов часто не уступают по сложности созданию вертолетов других массовых категорий.

Требования к совершенствованию и надежности легких аппаратов совпадают с основными задачами развития вертолетостроения:

- высокая массовая отдача за счет уменьшения габаритов и массы аппаратов;
- безопасность полета путем безотказной работы конструкции аппарата и всех его систем, а также безаварийной посадки в случае отказа двигателя;
- возможность летной эксплуатации с минимальными навыками пилотирования путем автоматизации полета с помощью систем навигации, стабилизации и управления полетом;
- низкая стоимость аппарата за счет упрощения конструкции и повышения технологичности ее изготовления, без применения сложных оборудования и оснастки;
- высокая экономичность по расходу топлива, снижение затрат на ремонт и техобслуживание, а также сокращение времени на пред- и послеполетную подготовку.

Помимо приведенных общих целей существует ряд частных задач, относящихся к отдельным типам легких вертолетов [41]. Например, автономность эксплуатации, транспортировка и хранение аппарата в сложенном виде, монтаж и демонтаж аппарата силами экипажа и т.д.

Отмеченные положения диктуют необходимость разработки и совершенствования методологии проектирования, ряда нормативных документов и рекомендаций, обеспечивающих выбор параметров объектов проектирования на основе определенных критериев эффективности аппаратов при безусловном выполнении ими тактико-технических требований.

В работе [42] отмечалось, что существующие методики пригодны для вертолетов любой схемы при наличии соответствующих статистических материалов. Этот тезис можно распространить и на вертолеты легкой и сверхлегкой массовых категорий. Основанием для такого утверждения является использование уравнения существования и критериев эффективности летательных аппаратов. Условное деление вертолетов на массовые категории приведено в работе [42].

Следовательно, для сверхлегких вертолетов могут быть использованы алгоритмы выбора параметров вертолета по различным критериям эффективности. Исключение составляют значения коэффициентов в формулах относительных масс групп вертолета и их элементов, которые будут отличаться от приведенных в работе [42].

Важно установить, можно ли спроектировать агрегат другой размерности, подобный его прототипу, с сохранением действующих удельных нагрузок и напряжений. Оказывается, что нет, так как при этом не соблюдается подобие по жесткостным характеристикам, связанным с толщинами стенок и, в частности, по критическим напряжениям потери устойчивости, которые, как известно, зависят примерно от квадрата толщины стенок. Поэтому с уменьшением общих размеров нельзя в такое же число раз изменять и толщины стенок. У малой детали стенки всегда будут относительно толще, чем у большой. К такому же влиянию приводят технологические и эксплуатационные ограничения, не допускающие снижения толщин стенок ниже определенных пределов. Из-за этого малый агрегат оказывается всегда относительно тяжелее большого [57].

Этот эффект следует учитывать в формулах, иначе это может привести к изменению их структуры, вытекающей из законов подобия. Оценить величину этих отклонений проще всего на основании анализа статистики, при котором масштабный эффект может быть учтен заданием различных значений "массовых" коэффициентов формул в зависимости от размерности агрегата.

Можно показать, что вычисление формул не представляет сложности при условии "привязки" конструктивного исполнения агрегатов проектируемого вертолета (конструктивно-силовой схемы, компоновки, применяемых материалов, конструкции, технологических и эксплуатационных ограничений и т.д.) к соответствующим агрегатам вертолетов-прототипов той же массовой категории, что и проектируемый, для которых все параметры известны.

Ниже приведены некоторые рекомендации по расчету коэффициентов частей легких вертолетов, выполненные по статистическим данным вертолетов: Робинсон R-22 "Альфа", Хьюз 269A, Брентли B-2B, Брентли (модель 305), Хьюз 269B, Хьюз 300C, Хьюз 369, OH-6A, Хьюз 500, Хьюз 500C, Хьюз 500D/E, Хьюз 530F, Энстром 28A/280, Энстром F-28F/280, Хиллер 360 H-23A/C, Хиллер SL4, Ми-34.

### 1. Фюзеляж

Ограничность статистических данных по легким вертолетам можно частично восполнить расчетным путем. При этом

$$K_{\phi} = \frac{m_{\phi}}{m_0^{0.25} \cdot S_{\phi}^{0.88}}, \text{ кг}^{0.75}/\text{м}^{1.76}. \quad (3.74)$$

Прежде всего, следует отметить стабильность относительной массы фюзеляжей вертолетов выборки ( $\bar{m}_{\phi}=0,108$ ). Исключение составляет фюзеляж вертолета Ми-34, для которого  $\bar{m}_{\phi}=0,139$ . Это можно объяснить влиянием большого опыта проектирования предшествующих вертолетов других массовых категорий.

По конструкции анализируемые фюзеляжи относятся к двум конструктивно-силовым схемам: из стальных труб с обшивкой из КМ и Al-сплавов и цельнометаллической полумонококовой клепаной конструкции с обшивкой из КМ и Al-сплавов.

Величина массового коэффициента  $K_{\phi}$  по выборке изменяется в пределах (1,32...1,83)  $\text{кг}^{0.75}/\text{м}^{1.76}$ .

Большой диапазон изменений коэффициента  $K_{\phi}$  фюзеляжей легких вертолетов объясняется своеобразием их внешней формы (вертолеты фирмы "Хьюз") и, как следствие, значительной погрешностью вычисления площади их наружной поверхности.

Следует иметь в виду, что вертикальное оперение (концевая и килевая балки) можно отнести к наружной поверхности фюзеляжа (боковой проекции) и отдельно не определять.

### 2. Горизонтальное оперение:

$$K_{e.o} = \frac{m_{e.o}}{S_{e.o}}, \text{ кг}/\text{м}^2. \quad (3.75)$$

Удельная масса вертолетного хвостового оперения по данным статистики составляет 5,6...2,4  $\text{кг}/\text{м}^2$  [17]. Для легких вертолетов характерны меньшие значения удельной массы.

По данным работы [17], для самолетного горизонтального оперения  $K_{e.o}=4...6 \text{ кг}/\text{м}^2$ . Для вертолета Ми-34, например,  $K_{e.o} \approx 4 \text{ кг}/\text{м}^2$ .

### 3. Управление:

$$K_{p,y} = \frac{m_{p,y}}{R}, \text{ кг/м.} \quad (3.76)$$

Сверхлегкие и часто легкие вертолеты не оснащаются гидравлической системой. В этом случае масса управления будет определяться шарнирными моментами лопастей, размерами и схемой аппарата, количеством рычагов управления, типом проводки и автомата перекоса, поэтому вычисление ее величины сводится к расчету массы ручного управления.

Полагая, что масса элементов проводки управления для легкого вертолета одновинтовой схемы зависит от ее длины, изменяющейся примерно пропорционально радиусу лопасти, и считая, что длины всех проводок, кроме проводки к РВ, невелики, можно ограничиться простой механической системой управления. При этом достигнутый уровень ручного управления можно оценить коэффициентом  $K_{p,y} \approx 7,3 \dots 8,2$  кг/м.

### 4. Шасси:

$$K_w = \frac{m_w}{m_0} = \bar{m}_w. \quad (3.77)$$

Анализ схемы взлетно-посадочных устройств легких вертолетов показывает, что для большинства из них характерны неубирающиеся полозковые шасси, иногда оснащенные съемными или поворотными колесами для передвижения по земле. Значительно реже используется трехопорное шасси с носовым колесом.

Наглядное представление о тенденциях относительных масс шасси дает зависимость  $K_w = f(G_o)$ , рис. 3.7 [66].

Из рисунка следует, что с ростом взлетной массы массовые коэффициенты уменьшаются для полозковой схемы шасси  $K_{w,p}$  и остаются примерно постоянными для трехопорной схемы с носовым колесом ( $K_w = 0,0272$ ). Среднее значение  $K_{w,p}$  для выборки составляет 0,0258.

Здесь и далее разница в значениях соответствующих массовых коэффициентов сверхлегких и легких вертолетов объясняется приведенным выше обоснованием мнения о том, что малый агрегат всегда оказывается относительно тяжелее большого.

### 5. Лопасти несущего винта:

$$K_l = 0,13 \frac{m_{\Sigma l} \cdot \lambda^{0,7}}{\sigma \cdot R^{2,7}}, \text{ кг/м}^{2,7}. \quad (3.78)$$

Анализ статистических данных по несущим винтам сверхлегких и легких вертолетов показывает, что последние имеют в своем составе от двух до пяти лопастей прямоугольной формы в плане, с круткой и без нее, с удлинением от 17 до 24, цельнометаллической и из композиционных материалов конструкции, с упругим или шарнирным креплением ко втулкам. Из-за ограниченности статистических данных в группу цельнометаллических лопастей включались лопасти, носок и лонжерон которых выполнены из листовой нержавеющей стали, с прессованными С- и D-образными лонжеронами. Заполнение НВ колеблется от 0,03 до 0,065. Применяемые в лопастях профили: NACA-63015, NACA-4415, NACA-0015, NACA-23012. Относительная масса лопастей НВ вертолетов выборки  $\bar{m}_{\Sigma, \text{л}}$  составляет 0,032...0,058. Массовые коэффициенты вычисляются с учетом работоспособности зависимости  $\bar{m}_{\Sigma, \text{л}} = f(p)$  для радиусов лопастей от 4...5 до 18...20 м [67].

Полученные результаты:

- для цельнометаллических лопастей —  $K_n = 18 \dots 20,5 \text{ кг/м}^{2,7}$ ;
- для лопастей из композиционных материалов —  $K_n = 15 \dots 17 \text{ кг/м}^{2,7}$ .

### 6. Втулки несущих винтов:

$$K_{em} = \frac{m_{em}}{K_z \cdot z \cdot N_{ub}^{1,35}}, \text{ кг/кН}^{1,35}, \quad (3.79)$$

$$\text{где } N_{ub} \approx \frac{0,5 \cdot R \cdot m_{\Sigma, \text{л}} \cdot \omega^2}{1000 \cdot z}, \text{ кН.}$$

Статистические данные по втулкам сверхлегких и легких вертолетов весьма ограничены. Поэтому анализ втулок базируется на расчетных значениях их параметров [41] и показывает, что относительные массы втулок выборки вертолетов составляют  $\bar{m}_{em} = 0,026 \dots 0,045$ ; значения коэффициентов находятся в диапазоне 0,03...0,064 кг/кН<sup>1,35</sup> при среднем значении  $K_{em} = 0,0435 \text{ кг/кН}^{1,35}$ .

### 7. Трансмиссия:

$$K_{\text{вл.}p} = m_{\text{вл.}p} \left( \frac{\omega R}{n_{de} \cdot N_{de} \cdot R \cdot \xi} \right)^{0,8}, \text{ кг/(Н·м)}^{0,8}; \quad (3.80)$$

$$K_{n.p} = \frac{m_{n.p}}{(1 - \xi)^{0,8}} \cdot \left( \frac{\omega_{m.e}}{n_{de} \cdot N_{de}} \right)^{0,8}, \text{ кг/(Н·м)}^{0,8}; \quad (3.81)$$

$$K_{x.p} = \frac{m_{x.p}}{(1 - \xi)^{0,8}} \cdot \left( \frac{\omega R}{n_{de} \cdot N_{de} \cdot R_{p.e}} \right)^{0,8}, \text{ кг/(Н·м)}^{0,8}; \quad (3.82)$$

$$K_{m.e} = \frac{m_{m.e}}{L_{p.e}(1-\zeta)^{2/3}} \cdot \left( \frac{\omega_{m.e}}{n_{de} \cdot N_{de}} \right)^{2/3}, \text{ кг}^{1/3} \cdot \text{с}^{1/3} / \text{м}^{2/3}. \quad (3.83)$$

Анализ трансмиссий сверхлегких и легких вертолетов показывает некоторые различия в их схемах по сравнению со схемами вертолетов других массовых категорий. Например, у большинства из них отсутствует промежуточный редуктор, у некоторых используется ременная передача мощности от двигателя на главный и хвостовой редукторы. Такие технические решения, естественно, упрощают и облегчают конструкции трансмиссии и аппарата.

Ограниченнность статистических данных по элементам трансмиссии (ГлР, ПР, ХР, ТВ) [1] нарушает целостность представления о схеме трансмиссии и побуждает к поиску недостающей информации. В частности, допущение об относительной стабильности в массе трансмиссии ее элементов, а также технические описания некоторых особенностей их конструкции позволяют частично восполнить недостающую информацию. При этом принятное допущение обеспечивает возможность расчета масс элементов трансмиссии в рамках погрешности вычисления трансмиссии в целом.

Имеющиеся материалы по сверхлегким вертолетам (без ПР) показывают, что массы трансмиссий, главных редукторов, хвостовых редукторов и трансмиссионных валов при принятом допущении соотносятся как 1:0,82:0,05:0,13 соответственно. При этом относительные массы трансмиссий анализируемых вертолетов находятся в пределах  $\sim(0,05...0,07)$ . При выполнении расчетов ременные передачи относят к главным редукторам.

При наличии в составе трансмиссии промежуточного редуктора можно, используя тот же подход, соотнести  $m_{mp}, m_{al.p}, m_{lp}, m_{xp}$  и  $m_{me}$  как 1:0,72:0,07:0,09:0,12 соответственно.

В полученных соотношениях не могут быть учтены все конструктивные решения, закладываемые при проектировании трансмиссий. Они ориентированы на применение трубчатых валов-рессор из сталей марок 40Х2АМА (40ХНМА) и 18Х2Н4МА (18ХНВА) с максимальными напряжениями кручения в рессорах  $<200...250$  МПа, обычных механических передач, на работу трансмиссионных валов в "докритических" зонах и т.д.

В действительности в трансмиссиях сверхлегких вертолетов применяют Al-сплавы для рессор, работающих на сверхкритических оборотах (Хьюз 500D/E), ременные передачи (Робинсон R-22, Хьюз 269A, Хьюз 269B, Энстром 28A/280) и др.

Отмеченные нетрадиционные решения повышают погрешность расчетов, но на начальном этапе проектирования их можно принять.

Статистические данные, дополненные массовыми характеристиками элементов трансмиссии, благодаря принятому допущению обес-

печивают возможность вычисления их массовых коэффициентов для каждого вертолета выборки. При этом коэффициент  $K_{m,s}$  рассчитывают с учетом ограничения частоты вращения трансмиссионного вала  $n_{m,s} \leq 3000$  об/мин ( $\omega_{m,s} = 314$  1/c) из-за отсутствия фактических данных по частотам вращения трансмиссионных валов. Ограничение по частоте вращения трансмиссионного вала устанавливается для окружной скорости вращения внутренней обоймы подшипников опор, работающих на консистентной смазке.

Массовые коэффициенты элементов трансмиссии рассчитывают для значения коэффициента использования мощности  $\xi = 0,9$ .

Осредненные значения массовых коэффициентов элементов трансмиссии сверхлегких и легких вертолетов составляют:

для главных редукторов —  $K_{el,p} = 0,721$ ;

для хвостовых редукторов —  $K_{x,p} = 0,127$ ;

для трансмиссионных валов —  $K_{m,s} = 0,103$ .

#### 8. Топливная система:

$$K_{m,c} = \frac{m_{m,c}}{m_T}. \quad (3.84)$$

Статистические данные по массовым характеристикам топливных систем сверхлегких и легких вертолетов практически отсутствуют. Некоторая информация из различных источников позволила оценить массовый коэффициент  $K_{m,c}$  в размере 0,013...0,017.

#### 9. Системы двигательной установки:

$$K_c = \frac{m_c}{n_{de} \cdot N}, \text{ кг/кВт.} \quad (3.85)$$

Для систем двигательных установок такая же ситуация, как и для топливных систем. Из тех же источников  $K_c \approx 0,011 \dots 0,033$  при среднем значении  $K_c \approx 0,022$  против  $K_c \approx 0,04 \dots 0,05$  для вертолетов средней массовой категории.

Масса оборудования определяется по формулам (3.89) — (3.92).

Выбор параметров сверхлегкого и легкого вертолетов начинается с определения взлетных масс нулевого приближения  $m_0^0$ .

Статистические данные показывают, что  $\bar{m}_{nust}$  анализируемой выборки вертолетов находится в диапазоне 0,44...0,72 при среднем значении  $\bar{m}_{nust} \approx 0,574$ .

### 3.7. Оборудование вертолетов

#### 3.7.1. Общие положения

Для полетов в сложных метеоусловиях в любое время суток вертолет оснащается системами и оборудованием жизнеобеспечения, а для выполнения специальных задач — специальными системами и оборудованием (рис.3.14) [65].

*Системы и оборудование силовой установки* обеспечивают надежную работу двигателей на всех режимах и постоянный контроль за их работой.

*Системы планера* обеспечивают работу агрегатов вертолета для выполнения полетов на всех режимах в любых условиях.

*Целевое оборудование* вертолета необходимо для выполнения конкретных задач, в зависимости от которых его переоборудуют в различные варианты применения (пассажирский, транспортный, санитарный и т.д.).

*Системы для повышения живучести (защитные)* увеличивают надежность вертолета в условиях обледенения, служат для предотвращения возникновения в топливных баках взрывоопасной смеси паров топлива с кислородом воздуха и для тушения пожара, возникшего на борту.

*Оборудование для создания нормальных условий* в кабине вертолета обеспечивает работоспособность экипажу, хорошее самочувствие и комфорт пассажирам в полете.

*Система производства, регулирования и распределения электроэнергии* (электрооборудование) представляет собой комплекс электрических агрегатов и устройств, которые вырабатывают электроэнергию постоянного и переменного тока, а также осуществляют ее регулирование и распределение. Эта система практически обеспечивает работу всех систем и групп оборудования современного вертолета, снабжая их всеми необходимыми видами электрической энергии.

*Системы стабилизации и контроля за режимами полета* стабилизируют вертолет в полете по направлению, тангажу, крену, высоте и скорости полета и выдают информацию о режимах полета и положении вертолета в воздухе относительно горизонта.

*Радиотехнические средства* (радиооборудование) вертолета обеспечивают двухстороннюю связь между ЛА в воздухе и наземными радиостанциями, а также служат для целей радионавигации и выполнения посадки в условиях ограниченной видимости.

Масса оборудования вертолета  $m_{об}$  в этом случае может быть представлена, как

$$m_{об} = m_{п.и} + m_{ред} + m_{з.о} + m_{об.к} + m_{спец}, \quad (3.86)$$

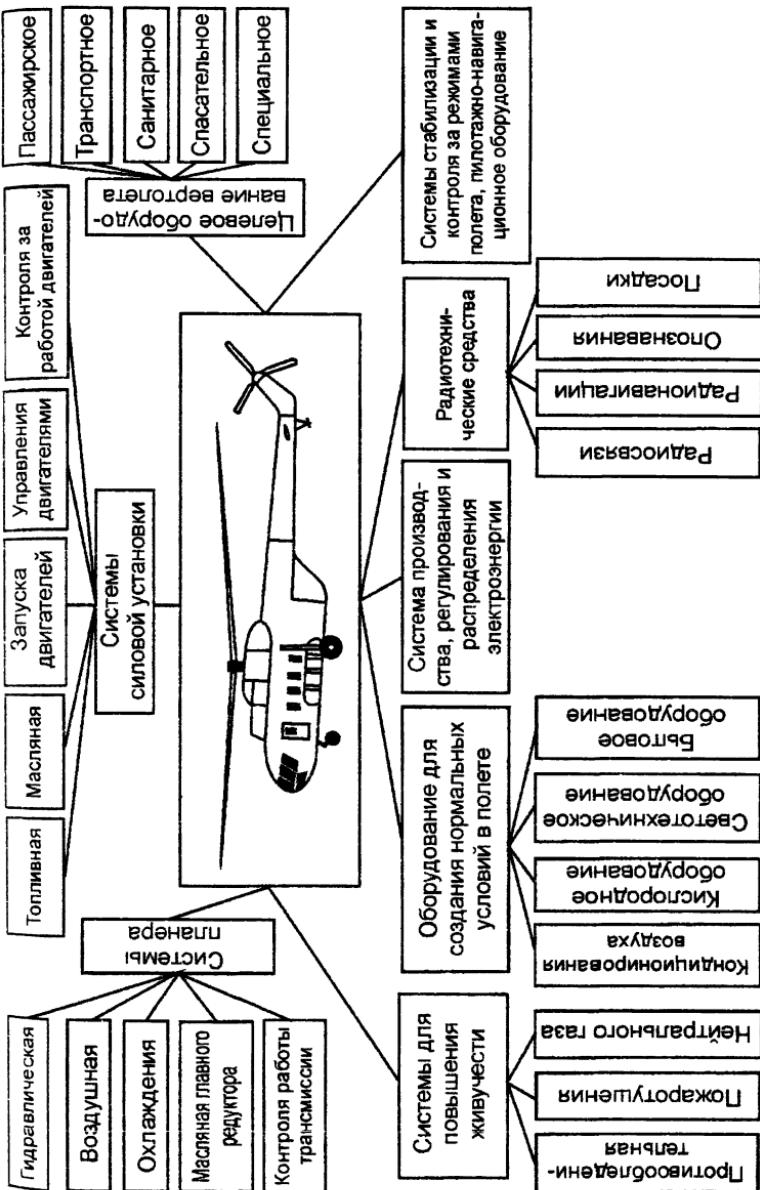


Рис. 3.14. Схема систем и оборудования вертолета

где  $m_{п.н}$ ,  $m_{ред}$ ,  $m_{э.о.}$ ,  $m_{об.к.}$ ,  $m_{спец}$  — массы пилотажно-навигационного и приборного оборудования, радиооборудования, электрооборудования, оборудования кабин экипажа, грузовой кабины и ряда систем специального оборудования соответственно. Состав групп оборудования разнообразный.

Приборное оборудование включает в себя прежде всего пилотажно-навигационные приборы, обеспечивающие контроль за полетом вертолета в простых и сложных метеоусловиях. Они измеряют высоту, скорость, курс, вертикальную скорость набора и спуска, положение вертолета относительно горизонта, пройденный путь и др. Наиболее важные приборы для надежности дублируются. Для получения более точных показаний один и тот же параметр измеряется различными способами. Например, курс измеряется магнитными, гироиндукционными, радио- и астрокомпасами.

Приборное оборудование обеспечивает также контроль за работой систем вертолета. Так контролируется работа каждого двигателя и трансмиссии вертолета.

Радиоэлектронное оборудование включает в себя оборудование, служащее для связи внутри вертолета, а также с землей и с другими ЛА: радиотехнические средства навигации (радиокомпас, радиовысотомер, доплеровский измеритель малых скоростей и др.); радиосредства, обеспечивающие слепую посадку; переговорные устройства для связи экипажа между собой; специальные радиосредства, обеспечивающие выполнение конкретных полетных заданий и др.

Электрооборудование включает в себя:

- источники электропитания, основные силовые шины, передающие провода и кабели и связанные с ними устройства управления, регулирования и защиты (система генерирования);
- распределительные шины, питающие провода, управляющие и защитные устройства (система распределения).

В зависимости от назначения вертолета оборудование грузовой кабины может быть различным: такелажным, санитарным, десантным, спасательным, пассажирским, противопожарным, сельскохозяйственным и т.д.

Для питания экипажа и пассажиров кислородом при полетах на высотах более 4000 м используется кислородное оборудование. Ввиду того, что вертолет, как правило, летает на малых высотах, кислородное оборудование сравнительно простое или вообще не устанавливается.

Непременным условием всех вариантов оснащения вертолета оборудованием является строгое выполнение инструкции по расположению центра масс аппарата. Невыполнение этих требований приведет к выходу центровки из допустимых пределов и нарушению управляемости вертолета.

Состав почти всех видов оборудования зависит от назначения вертолета, его массовой категории и поэтому оценить его массу по какой-то общей формуле, не суммируя массы элементов оборудования, весьма затруднительно.

Вместе с тем имеется взаимосвязь между массой оборудования, параметрами вертолета и его схемой, что может быть использовано для определения массы оборудования. Для этого из общей массы оборудования целесообразно выделить те элементы, масса которых зависит не от назначения вертолета, а от его параметров и схемы. К таким элементам относится система электрооборудования вертолета, которая обеспечивает работу практически всех систем и групп оборудования современного вертолета [67]. Большая часть ее электрической мощности потребляется противообледенительной системой (ПОС) лопастей. С учетом увеличения массы электрооборудования за счет проводов (жгутов) и других элементов системы может быть с некоторой погрешностью определена масса электрооборудования вертолета. Алгоритм ее вычисления изложен ниже.

Предложенная ранее методика [67] приемлема только для тяжелых и средних вертолетов и частично для легких.

Для сверхлегких и легких вертолетов указанная методика неприменима по причинам отсутствия на них противообледенительной системы (ПОС) и гидравлики для вертолетов с  $m_0 = -5000$  кг (в основном используется гидромеханическая система управления) и т.д. Кроме того, указанные вертолеты применимы для полетов только в простых метеоусловиях по правилам визуальных полетов. Ожидаемая масса оборудования может быть определена с использованием статистической зависимости  $\bar{m}_{ob} \approx f(m_0)$ .

### 3.7.2. Массовые характеристики оборудования

Из известных публикаций по определению основных массовых характеристик оборудования вертолета можно назвать работы [67] и [36], в которых используются соответственно статистические зависимости:

$$m_{ob} = K_{\text{пров}} \cdot L + K_{z,o} \cdot F_{\Sigma, l} + K_{\text{пр.об}} \cdot m_0^{0,6}, \quad (3.87)$$

$$m_{ob} = C_{1,ob} \cdot m_0 + C_{2,ob} \cdot D + C_{3,ob} \cdot \sigma \cdot D^2 + C_{4,ob}, \quad (3.88)$$

где  $K_{\text{пров}}$  — коэффициент, учитывающий массу единицы длины электропроводки, кг/м;  $L$  — расстояние между осями винтов вертолетов продольной и поперечной схем. Для одновинтового вертолета  $L \approx R$ , м;  $K_{z,o}$  — коэффициент массы электрооборудования, определяемого функционированием ПОС, кг/м<sup>2</sup>;  $F_{\Sigma, l}$  — общая площадь лопастей, пропорционально связанная с площадью их обогреваемой поверхно-

сти,  $F_{\Sigma L} \approx 1,8 \cdot \sigma \cdot R^2$ . Согласно работе [63], носовые части лопастей НВ защищают от обледенения по верхней поверхности на 8...12% хорды, по нижней — на 25...28% хорды. Зона защиты от обледенения на лопастях рулевого винта не превышает 15...17% хорды;  $K_{пр.об}$  — коэффициент массы прочего оборудования без электрооборудования,  $\text{кг}^{0,4}$ ;  $C_{1об}, C_{2об}, C_{3об}, C_{4об}$  — статистические коэффициенты.

При расчетах по зависимости (3.87) приняты следующие значения коэффициентов (табл.3.10):

Таблица 3.10

| Схема вертолета | Массовая категория вертолетов | $K_{пр.об.вр}$ , кг/м | $K_{з.о.вр}$ , кг/м <sup>2</sup> | $K_{пр.об}$ |
|-----------------|-------------------------------|-----------------------|----------------------------------|-------------|
| Одновинтовая    | Легкая                        | 10                    | 12...16                          | 1,6...2,66  |
|                 | Средняя                       | 22...24               | 5...6                            | 1,6...2,66  |
|                 | Тяжелая                       | 22...24               | —                                | —           |
| Двухвинтовая    | Легкая                        | 10                    | 12...16                          | 3,0         |
|                 | Средняя                       | 35...40               | 5...6                            | —           |
|                 | Тяжелая                       | —                     | —                                | —           |

При вычислениях по зависимости (3.88) следует пользоваться значениями коэффициентов  $C_{1об}=0,036$ ;  $C_{2об}=12,5$ ;  $C_{3об}=5,1$ ;  $C_{4об}=30$ .

Расчеты для вертолетов средней и тяжелой массовых категорий одновинтовой схемы дают величины масс оборудования, приведенные в табл. 3.11 и на рис. 3.15. Верхняя кривая соответствует зависимости (3.87), нижняя — зависимости (3.88). Средняя кривая  $m_{об.ср} \approx f(m_0)$  дает средние значения  $m_{об}$ , которые целесообразно использовать при выборе параметров вертолета.

Полученные на базе статистических материалов 60-х годов результаты следует считать относящимися к верхней границе  $m_{об}$  связи с отсутствием данных по более поздним разработкам.

За последние годы массы, габариты и номенклатура оборудования вертолетов существенно снизились. Например, за период 1950-1980 г.г. масса навигационного оборудования уменьшилась в 12-13 раз за счет совершенствования технологии производства и использования новых технических решений.

Из анализа полученных результатов следует:

- с увеличением взлетной массы одновинтовых вертолетов частично легкой, средней и тяжелой массовых категорий относительные массы их оборудования уменьшаются по степенному закону при высокой сходимости расчетных и фактических значений;

Таблица 3.11

| Вертолет         | $m_0$ ,<br>кг | $D$ ,<br>м | $n$ | $D_{p,6}$ ,<br>м | $\sigma$ | Расчет по зависимости (3.87) |        |                                   |                             |                 |                         | Расчет по зависимости (3.88) |                         |                         | Расчет по зависимости (3.88) |       |
|------------------|---------------|------------|-----|------------------|----------|------------------------------|--------|-----------------------------------|-----------------------------|-----------------|-------------------------|------------------------------|-------------------------|-------------------------|------------------------------|-------|
|                  |               |            |     |                  |          | $L$ , м                      | $\chi$ | $\frac{g_q}{\rho}, \frac{N}{m^2}$ | $F_{\Sigma} l$ ,<br>$N/m^2$ | $m_{\text{ос}}$ | $m_{\text{ос}}$ ,<br>кг | $m_{\text{ос}}$ ,<br>кг      | $m_{\text{ос}}$ ,<br>кг | $m_{\text{ос}}$ ,<br>кг | $m_{\text{ос}}$ ,<br>кг      |       |
| Mи-1М            | 2400          | 14.3       | 3   | 2.5              | 0.0527   | 8.65                         | 17     | 1.5                               | 8.46                        | 0.177           | 424.8                   | 350.1                        | 0.146                   | —                       | —                            |       |
| Mи-8             | 11100         | 21.3       | 5   | 3.8              | 0.078    | 12.55                        | 23     | 6                                 | 27.69                       | 0.089           | 989.63                  | 875.6                        | 0.079                   | —                       | —                            |       |
| Mи-6             | 40500         | 35         | 5   | 6.8              | 0.102    | 20.9                         | 23     | 6                                 | 98.14                       | 0.055           | 2323.3                  | 2562.8                       | 0.063                   | —                       | —                            |       |
| Ka-26            | 3250          | 13         | 2x3 | —                | 0.068    | 6.5                          | 17     | 6                                 | 1.5                         | 9               | 0.11                    | 357.5                        | 367.9                   | 0.113                   | —                            | —     |
| Mи-26            | 56200         | 32         | 8   | 7.6              | 0.127    | 20.05                        | 23     | 6                                 | 2                           | 102.38          | 0.044                   | 2487.8                       | 3110.8                  | 0.056                   | —                            | —     |
| Mи-34            | 1200          | 10         | 4   | 1.48             | 0.062    | 6.0                          | 10     | 14                                | 1.5                         | 4.87            | 0.195                   | 234                          | 228.8                   | 0.192                   | —                            | —     |
| Hughes<br>500M   | 1361          | 8.08       | 5   | 1.3              | 0.0674   | 4.94                         | 10     | 14                                | 1.5                         | 3.46            | 0.156                   | 212.3                        | 202.4                   | 0.149                   | —                            | —     |
| Robinson<br>R22  | 621           | 7.67       | 2   | 1.07             | 0.03     | 4.62                         | 10     | 14                                | 1.5                         | 1.39            | 0.22                    | 136.8                        | 127.23                  | 0.253                   | —                            | —     |
| MBB/<br>Kawasaki | 2850          | 9.82       | 4   | 1.9              | 0.07     | 6.11                         | 17     | 14                                | 1.5                         | 5.29            | 0.125                   | 356.3                        | 289.7                   | 0.102                   | —                            | —     |
| 47J-2            | 1293          | 11.32      | 2   | 1.78             | 0.035    | 6.8                          | 10     | 14                                | 1.5                         | 3.52            | 0.176                   | 227.6                        | 240.9                   | 0.186                   | 77                           | 0.06  |
| E-4              | 1320          | 10.8       | 2   | 1.67             | 0.034    | 6.49                         | 10     | 14                                | 1.5                         | 3.11            | 0.167                   | 220.4                        | 232.75                  | 0.176                   | 71                           | 0.054 |
| OH-6A            | 1225          | 8.03       | 4   | 1.3              | 0.0546   | 4.92                         | 10     | 14                                | 1.5                         | 2.77            | 0.159                   | 194.78                       | 192.43                  | 0.157                   | 116                          | 0.095 |
| S-58             | 5900          | 17.07      | 4   | 2.9              | 0.082    | 10.24                        | 23     | 6                                 | 1.5                         | 14.23           | 0.101                   | 595.9                        | 548.2                   | 0.093                   | 363                          | 0.061 |
| S-56             | 14060         | 21.95      | 5   | 4.57             | 0.087    | 13.51                        | 23     | 6                                 | 2                           | 32.92           | 0.08                    | 1124.6                       | 1024.3                  | 0.073                   | 208                          | 0.15  |
| S-60             | 14060         | 21.95      | 5   | 4.57             | 0.105    | 13.51                        | 23     | 6                                 | 2                           | 39.73           | 0.083                   | 1165.5                       | 1068.5                  | 0.076                   | 1550                         | 0.11  |
| HUP-2            | 2767          | 10.7       | 2x3 | —                | 0.055    | 5.35                         | 23     | 14                                | 1.5                         | 4.91            | 0.132                   | 365.2                        | 295.2                   | 0.107                   | 226                          | 0.082 |
| H-21C            | 6520          | 13.4       | 2x3 | —                | 0.065    | 6.7                          | 23     | 6                                 | 2                           | 9.17            | 0.092                   | 597.8                        | 491.74                  | 0.075                   | 469                          | 0.072 |
| SE-3130          | 1500          | 10.2       | 3   | 1.9              | 0.0495   | 6.3                          | 10     | 14                                | 1.5                         | 4.04            | 0.16                    | 240                          | 237.76                  | 0.159                   | 75                           | 0.05  |
| XH-51A           | 1680          | 10.67      | 3   | 1.67             | 0.0615   | 6.42                         | 17     | 14                                | 1.5                         | 5.5             | 0.188                   | 315.8                        | 259.7                   | 0.155                   | 101                          | 0.06  |
| S-59             | 1900          | 10.7       | 4   | 1.6              | 0.074    | 6.4                          | 17     | 14                                | 1.5                         | 6.65            | 0.179                   | 340.1                        | 275.4                   | 0.145                   | 136                          | 0.071 |
| 204B             | 3856          | 13.41      | 2   | 2.59             | 0.051    | 8.25                         | 17     | 6                                 | 1.5                         | 7.2             | 0.102                   | 393.3                        | 383.2                   | 0.098                   | 397                          | 0.103 |
| YCH-53E          | 31638         | 24.08      | 7   | 6.1              | 0.112    | 15.34                        | 23     | 6                                 | 2                           | 51.01           | 0.053                   | 1861.5                       | 1801.2                  | 0.057                   | —                            | —     |
| CH-53A           | 19050         | 22.02      | 6   | 4.88             | 0.115    | 13.7                         | 23     | 6                                 | 2                           | 43.79           | 0.069                   | 1317.4                       | 1275.4                  | 0.067                   | —                            | —     |
| AH-1G            | 4309          | 13.41      | 2   | 2.59             | 0.0635   | 8.25                         | 17     | 6                                 | 1.5                         | 9.25            | 0.098                   | 423.11                       | 412.8                   | 0.096                   | 533                          | 0.124 |
| CH-47A           | 14970         | 18.02      | 2x3 | —                | 0.062    | 12.61                        | 35     | 6                                 | 2                           | 15.81           | 0.079                   | 1176.2                       | 896.9                   | 0.06                    | 1040                         | 0.069 |
| CH-47C           | 20865         | 18.09      | 2x3 | —                | 0.067    | 12.66                        | 35     | 6                                 | 2                           | 17.22           | 0.064                   | 1327.5                       | 1119.1                  | 0.054                   | 1636                         | 0.078 |

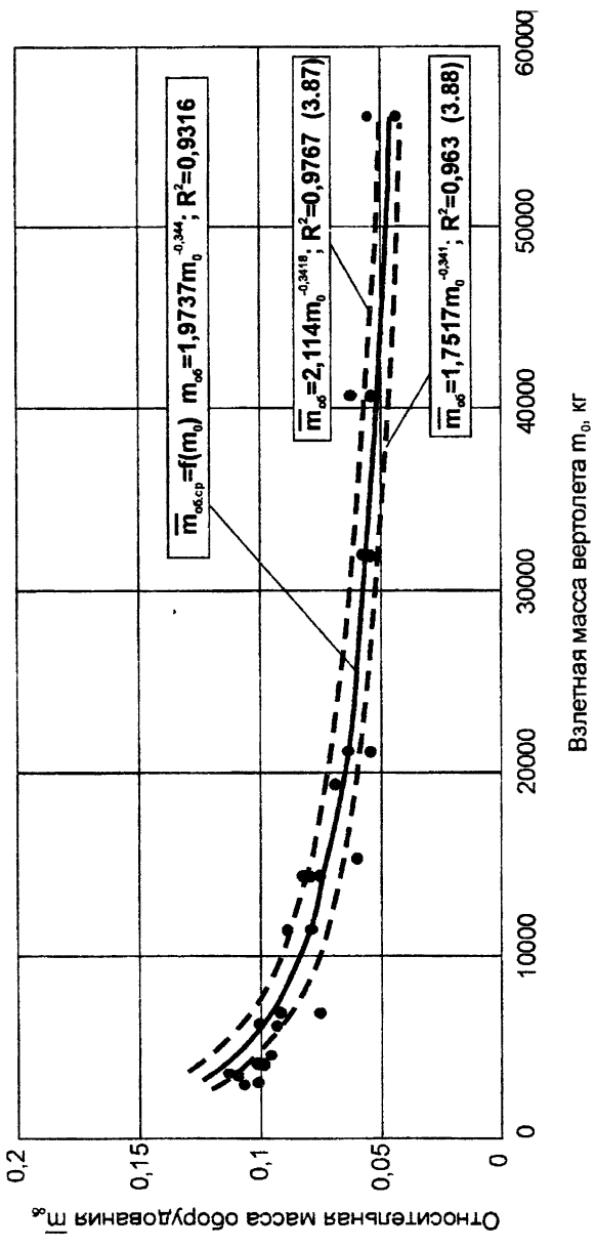


Рис. 3.15. Зависимость относительной массы оборудования от взлетной массы вертолета  
(для взлетной массы более 3000 кг)

– для сверхлегкой и частично легкой массовых категорий вертолетов производная функции  $\bar{m}_{об,ср} \approx f(m_0)$  меняет свой знак, то есть увеличение относительной массы оборудования вертолетов сопровождается ростом их взлетной массы.

Это связано с ограничением метеоусловиями, рекомендующими совершать полеты согласно визуальным правилам, и подтверждается собранными статистическими материалами:

– 23 сверхлегких вертолета с одним поршневым двигателем (ПД);

– 34 сверхлегких и легких вертолета с одним газотурбинным двигателем (ГТД);

– 14 легких вертолетов с двумя ГТД.

Обработкой статистических материалов с помощью метода наименьших квадратов получены три регрессионные зависимости:

$$1\text{ПД}, m_0 = (500 \dots 1500) \text{ кг}; m_{об} = 0,0141 \cdot m_0^{1,2511} \text{ кг}; \quad (3.89)$$

$$1\text{ТВД}, m_0 = (2000 \dots 4500) \text{ кг}; m_{об} = 0,0135 \cdot m_0^{1,2567} \text{ кг}; \quad (3.90)$$

$$2\text{ТВД}, m_0 = (2000 \dots 5000) \text{ кг}; m_{об} = 0,012 \cdot m_0^{1,1281} \text{ кг}; \quad (3.91)$$

$$\text{общая кривая}, m_0 = (500 \dots 5500) \text{ кг}; m_{об} = 0,017 \cdot m_0^{1,2235} \text{ кг}. \quad (3.92)$$

Эти кривые представляют собой зависимости относительных масс оборудования вертолетов от их взлетных масс с учетом типа и количества примененных двигателей.

Анализ зависимостей (3.89)–(3.92) показывает, что каждая из последующих является продолжением предыдущей. В этом случае примерная абсолютная масса оборудования может быть определена как  $m_{об,i} = \bar{m}_{об,i} \cdot m_0$ , где  $i$  — номер приближения.

Для сверхлегких вертолетов взлетной массой до 1000 кг может быть использована зависимость

$$m_{об} = 0,64 \cdot m_0^{0,6}, \quad (3.93)$$

где  $(K_{об})_{min} \approx 0,64$  — коэффициент, определяющий минимальную массу оборудования, которая необходима для полета вертолета с  $m_0 < 1000$  кг в простых метеоусловиях по правилам визуального полета.

### 3.8. Массовые характеристики вертолета и его агрегатов — необходимое условие выбора параметров

Результаты расчетов дают возможность построить функцию  $m'_0 = f(p)$ .

Функция  $m'_0(p)$  удовлетворяет уравнению существования летательного аппарата, тактико-техническим требованиям к высотам статического и динамического потолков, максимальной скорости и даль-

ности полета, величине целевой нагрузки, требованию продолженного взлета вертолета при отказе одного двигателя, ограничениям по сжимаемости и срыву потока на НВ.

В зависимости от различных требований возможны три варианта вида функции  $m_0'(p)$ : 1) монотонно убывающая; 2) монотонно возрастающая; 3) имеющая четко выраженный минимум.

Для третьего варианта функции  $m_0'(p)$  решение очевидно: минимум взлетной массы определяет величину удельной нагрузки  $p^*$ .

Решения для вариантов 1 и 2 требуют привлечения дополнительных условий, которыми могут быть ограничения по минимально допустимой  $p_{min\,don}$  и предельной  $p_{pred}$  удельным нагрузкам. В этих случаях для монотонно убывающей функции  $m_0' \geq m_{0\,min}'$  следует принимать  $p \leq p_{pred}$ , для монотонно возрастающей —  $p \geq p_{min\,don}$ .

Ограничения по минимально допустимым значениям удельной нагрузки при принятом заполнении НВ могут быть установлены условиями свеса лопасти на стоянке, допустимым удлинением лопасти и величиной ее массовой характеристики, полученными в соответствии с данными работы [67].

При проектировании вертолетов всех схем эти ограничения обязательно следует учитывать и радиус НВ принимать не большим, чем  $R_y$ . Приведенные условия обычно оказываются определяющими при выборе радиуса несущих винтов для вертолетов большой грузоподъемности и без особых усилий выполняются для легких вертолетов.

Однако во многих случаях предельным является компоновочное ограничение удельной нагрузки по максимально допустимому прогибу конца лопасти  $y_{R\,don} = 0,12 \cdot R$ , не позволяющему увеличивать радиус лопасти выше значения  $R_{y\,max\,don}$ , что эквивалентно уменьшению  $p$ .

Радиус  $R$  не должен быть больше  $R_{y\,max\,don}$ , т.е.  $R \leq R_{y\,max\,don}$ . В этом случае радиус принимается равным  $R$ . Если  $R > R_{y\,max\,don}$ , то радиус НВ принимается равным  $R_{y\,max\,don}$ . Следует иметь в виду, что  $R_{y\,max\,don}$  вычисляется для  $m_{0\,min}$ .

Максимальный радиус лопасти по величине ее относительного допустимого прогиба  $\bar{y}_{R\,don} = y_{R\,don} / R = 0,12$  определяется по формуле [67]:

$$R_{y\,max\,don} = 0,0585 \left[ \frac{\bar{y}_{R\,don}}{K_{y\,R} \cdot K_L} \right]^{0,189} \cdot \left[ \frac{m_{0\,min}^{I,II} \cdot g}{t \cdot z} \right]^{0,435}, \quad (3.94)$$

где 0,0585 — коэффициент,  $\text{м}^{0,87} / \text{кг}^{0,435}$ ;  $K_{y\,R}$  — коэффициент, характеризующий совершенство компоновки лопасти по достигнутой вели-

чине прогиба.  $K_{yR}$  зависит от конструкции лопасти с учетом материала лонжерона, распределения моментов инерции и погонных масс по длине лопасти. Согласно статистическим данным, примерные значения коэффициента  $K_{yR}$  следующие: для лопастей с дуралюминовым прессованным лонжероном  $K_{yR} \approx 0,353 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{кгс}$ ; для стеклопластиковых лопастей  $K_{yR} \approx 0,388 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{кгс}$ ;  $K_L$  - коэффициент (см. подразд. 2.4.3);  $\bar{t}$  - относительный параметр,  $\bar{t} = \frac{t_{yo}(\omega R)^2}{7502}$ ;  $t_{yo}$  - коэффициент тяги НВ при  $H=0$  и  $\omega R=220 \text{ м/с}$ ,  $t_{yo} = C_T / \sigma$  (см. рис. 3.4).

В этом случае

$$p_{\min \text{ доп}} = \frac{m_0' \cdot g}{\pi R_{y \max \text{ доп}}^2}. \quad (3.95)$$

Зависимость  $R_{y \max \text{ доп}}$  входящих в формулу (3.95) параметров приведена на рис. 3.16, а значения допустимых удлинений лопасти  $\lambda_y$ , равные  $\lambda_y = \left( \frac{\bar{y}_R}{K_{yR}} \right)^{0,435} \cdot \frac{1}{R^{0,304}}$ , — на рис. 3.17.

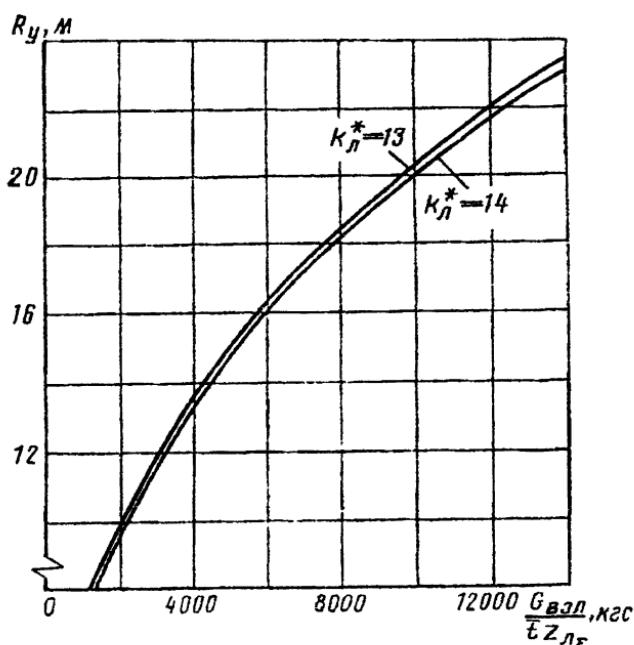


Рис. 3.16. Максимально допустимый радиус лопасти по величине ее допустимого прогиба

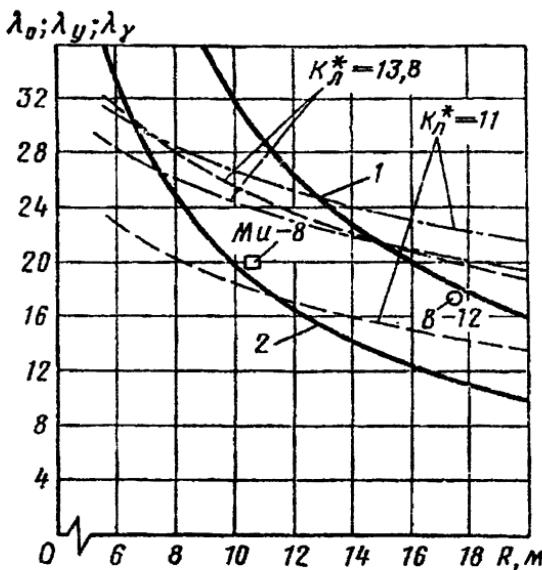


Рис. 3.17. Максимально допустимые удлинения лопасти, ограниченные по утяжелению комлевого участка лопасти ( $\lambda_0$ ), по максимально допустимому прогибу  $\bar{y}=0,12$  ( $\lambda_y$ ) и максимально допустимой массовой характеристике лопасти  $\gamma_0=7$ ,  $R_{min}=5,5$  ( $\lambda_r$ ):

1 — лопасть со стальным лонжероном и стеклопластиковым каркасом ( $\bar{R}\lambda_0=20$ ); 2 — лопасть с прессованным дуралюминиевым лонжероном ( $\bar{R}\lambda_0=12,4$ ); —  $\lambda_0$ ; ——  $\lambda_y$ ; —···  $\lambda_r$ , где  $\bar{R}=R/R_0=R/16$

На рис. 3.17 наряду с ограничениями удлинения лопасти по максимально допустимым значениям массовой характеристики  $\lambda$ , и прогиба конца лопасти  $\lambda_y$  показаны зависимости  $\lambda_0$  от радиуса несущего винта для лопастей со стальным и прессованным дуралюминиевыми лонжеронами.

Вертолеты общего назначения должны работать в режиме висения вблизи земли. Удельная нагрузка, от которой зависит скорость отбрасываемого винтом потока, должна быть ограничена [67]:

— для вертолетов, используемых на спасательных и других работах, когда в вертолет, находящийся на режиме висения, поднимаются люди,  $p$  не может быть больше  $300...350 \text{ Н/м}^2$ ;

– для кранов, применяемых в монтажных и других работах, при выполнении которых под вертолетом на режиме висения находится обученный и специально экипированный персонал,  $p$  не должна превышать  $500\ldots600 \text{ Н/м}^2$ ;

– для транспортных вертолетов, не предназначенных для монтажных и других работ, при выполнении которых под вертолетом могут находиться люди,  $p \leq 700\ldots800 \text{ Н/м}^2$ .

Специфические требования к сельскохозяйственным вертолетам ограничивают удельную нагрузку величиной  $220\ldots240 \text{ Н/м}^2$ . При больших  $p$  происходит обрыв листьев с деревьев и виноградников при обработке их с высоты  $5\ldots10 \text{ м}$ , оптимальной с точки зрения агротехники.

Для вертолета с одним двигателем повышение безопасности полета при отказе двигателя требует возможности посадки вертолета на режиме авторотации с вертикальной скоростью  $V_{y_a} \approx 1,5\sqrt{p}$ , не превышающей максимально допустимую скорость снижения  $V_{y_{\text{доп}}} = 6\ldots8 \text{ м/с}$ .

Выполнение условия  $V_{y_a} \leq V_{y_{\text{доп}}}$  определяет допустимое значение удельной нагрузки  $p = 200\ldots250 \text{ Н/м}^2$ .

В этом случае

$$p_{\text{пред}} = \frac{m'_0 \cdot g}{\pi R^2}. \quad (3.96)$$

Значения  $m'_0$  и  $p$  с учетом критерия оценки эффективности вертолета ( $p^*$ ) позволяют перейти к определению взлетной массы второго приближения и других параметров.

В втором приближении расчет взлетной массы и выбор параметров осуществляются по алгоритму первой итерации с использованием результатов по  $m'_0$  и  $p^*$ . При этом повторяется варьирование удельной нагрузки в области  $p_{\text{мин доп}} < p^* < p_{\text{пред}}$ . Варьирование сопровождается расчетами  $R''(p)$ ,  $\sigma''(p)$ ,  $m''_{06}(p)$ ,  $\bar{m}_{nn}''(p)$ ,  $\bar{m}_T''(p)$ ,  $\bar{m}_c''(p)$ ,  $m''_0(p)$  с учетом критерия эффективности. Результаты расчетов заносят в таблицу и строят график (рис. 3.18).

После определения  $m''_0$  проверяется допустимая погрешность вычисления взлетной массы. Если погрешность вычисления  $\leq \xi$ , то считается, что  $m''_0 = m_{0\min}$  вертолета. В противном случае вычисляют следующую итерацию по изложенному выше алгоритму.

При выполнении заданной погрешности определения параметров агрегатов вертолета

$$m_{\text{агр}} = \bar{m}_{\text{агр } k_i} \cdot m'_{0 k_i}, \quad (3.97)$$

где  $m_{0k_i}^*$  — абсолютное значение взлетной массы вертолета, соответствующее экстремуму заданного критерия эффективности;  $k_i$  — заданный критерий эффективности.

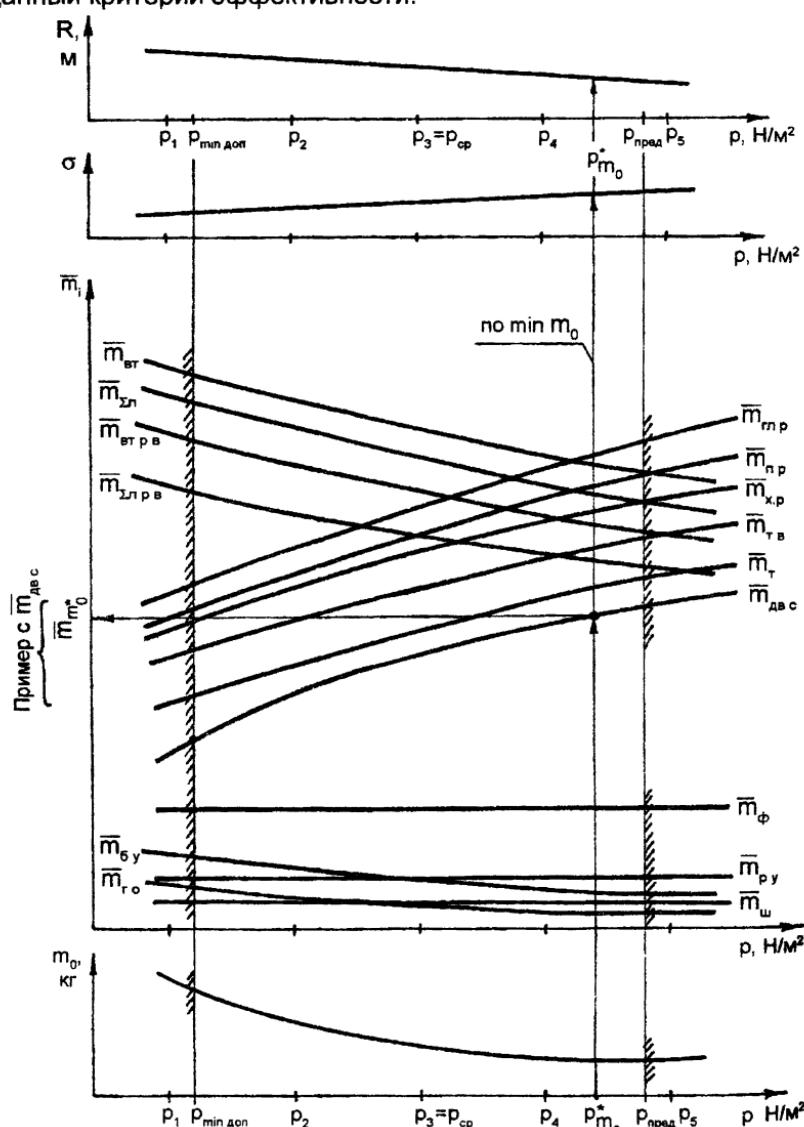


Рис. 3.18. Зависимости  $m_0 = f(p)$  и  $\bar{m}_{авс} = f(p)$

### 3.9. Выбор двигателя

#### 3.9.1. Общие положения

На современных вертолетах с механическим приводом несущего винта силовые установки могут быть с двумя типами двигателей — поршневыми и газотурбинными.

В состав силовой установки вертолета входят:

1) двигатель;

2) внешняя система питания двигателя топливом (баки, насосы подкачки, трубопроводы, краны-фильтры, заправочные устройства и т.д.);

3) системы охлаждения (для поршневых двигателей);

4) системы всасывания воздуха;

5) системы выхлопа;

6) системы управления двигателями;

7) системы крепления двигателя и его капотирования;

8) системы запуска.

Основные требования к силовой установке вертолета следующие:

1) удобный подход к двигателю во время эксплуатации;

2) легкий монтаж и демонтаж двигателя;

3) нормальное охлаждение двигателя на всех режимах полета и в любое время года; возможность регулирования охлаждения; меньшие затраты мощности на охлаждение;

4) простота ремонта и изготовления;

5) малый удельный вес;

6) двигатель должен быть достаточно хорошо амортизирован (вибрации его должны поглощаться амортизацией в самой силовой установке, а не передаваться другим частям вертолета);

7) силовые элементы установки должны быть прочными на все случаи нагрузки норм прочности.

Особенности силовой установки вертолета определяются его схемой, компоновкой и конструкцией двигателя.

При выборе двигателя должны учитываться следующие показатели:

— удельная масса двигателя  $\gamma_{\text{дв}}$ , кг/кВт;

— удельный расход топлива  $C_e$ , кг<sub>топл</sub>/кВт ч;

— надежность и долговечность;

— удобство эксплуатации;

— уравновешенность двигателя и равномерность его крутящего момента;

— приемистость, с;

– возможность запуска без нагрузки и вращающихся масс, выполняющих роль маховика;

– стоимость.

Преобразование энергии топлива в механическую работу вращения несущего и рулевого винтов, привода различных агрегатов и аппаратурь осуществляется силовой установкой вертолета. Основная часть мощности силовой установки (до 85...90%) расходуется на привод несущего винта.

Привод силовой установки может быть механическим или реактивным. Реактивный привод в книге не рассматривается, так как он пока не нашел применения.

При механической передаче вращение от двигателя к несущему винту и другим элементам осуществляется с помощью трансмиссии.

Первые вертолеты с ГТД несколько уступали вертолетам с ПД в дальности и продолжительности полета из-за больших расходов топлива. Однако экономичность современных и перспективных ГТД не ниже, чем у ПД. Поэтому характеристики дальности и продолжительности полета современных вертолетов с ГТД значительно улучшились.

На рис. 3.19 [43] показано изменение характеристик дозвуковых двигателей применительно к самолетам за период 1940-1970 гг.

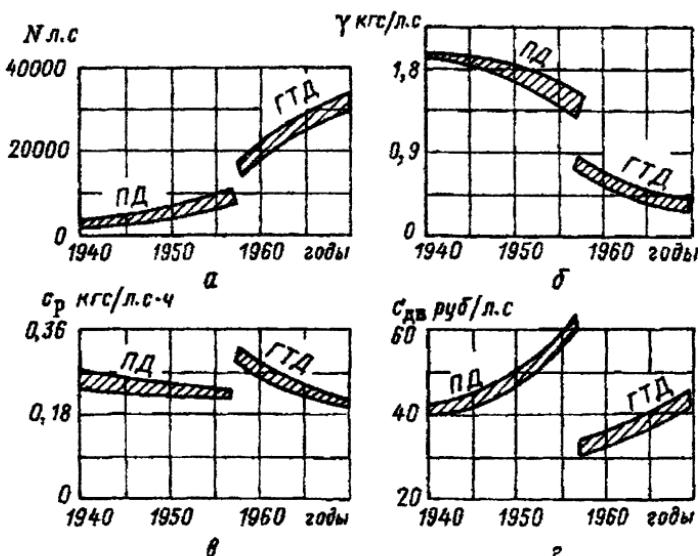


Рис. 3.19. Развитие дозвуковых авиационных двигателей за период 1940 — 1970 гг.

На рис. 3.19,а показан рост потребной мощности с увеличением стартового веса на крейсерском режиме полета. За рассматриваемый период потребная мощность возросла примерно в 20 раз.

Удельный вес двигателей по тяговой мощности  $\gamma_{de}$  на крейсерском режиме значительно уменьшился с появлением ГТД (рис. 3.19,б). Из рис. 3.19,в следует, что современные ГТД по величине удельного расхода топлива  $C_e$  сравнялись с лучшими ПД. С внедрением ГТД стоимость двигательных установок  $C_{de}$  резко снизилась (рис. 3.19,г).

Приведенные зависимости изменения характеристик авиадвигателей характерны и для вертолетов.

Специфика вертикальных режимов требует для вертолета в 1,8—2 раза большей мощности, чем для самолета такой же взлетной массы [71]. Масса силовой установки при равных взлетных массах у вертолета больше.

Малая масса двигателя и удельный расход особенно важны для вертолета, так как его силовая установка тяжелее, чем у самолета, а дальность вследствие невысокого качества вертолета также невелика. Для справки: у вертолета "Сикорский S-65" аэродинамическое качество  $K=4,5$ ; у вертолета "Боинг-Вертол V-114" —  $K=3,9$ . У современных дозвуковых самолетов аэродинамическое качество  $K=15\dots18$ , у сверхзвуковых самолетов —  $K=8\dots12$ .

Если рассматривать взлетную мощность только как резерв и пользоваться ею в исключительных случаях, вертолет оказывается перетяжеленным, так как расчет на прочность трансмиссии и других узлов ведется по взлетной мощности, а расчетные ЛТХ определяются по номинальной.

Требование создания вертолета с большим статическим потолком приводит к необходимости применения двигателя большей высотности. С увеличением высоты полета создаются условия для срыва потока с лопастей, поэтому скорость горизонтального полета с высотой должна уменьшаться или обороты должны увеличиваться, что создает значительные сложности в проектировании вертолета.

Ошибка в определении мощности двигателя приводит к сезонности применения вертолета (он способен висеть и взлетать вертикально только зимой).

### **3.9.2. Силовые установки с поршневыми двигателями**

До 50-х годов они были основным типом силового привода НВ, когда газотурбинных двигателей (ГТД) для вертолетов еще не было или они находились в начале своего развития. В дальнейшем по ряду характеристик, в первую очередь по удельной массе, по величине мощности в одном агрегате, ГТД значительно превзошли поршневые.

В настоящее время ПД используются в основном на небольших вертолетах до определенной величины их взлетной массы, что подтверждается статистическими данными и обусловлено рядом причин:

- отсутствием серийных ГТД относительно малой мощности (ГТД мощностью, меньшей 250 л.с., практически нет);
- относительно небольшой мощностью, передаваемой трансмиссией;
- сравнительно невысокой степенью редукции из-за малого числа оборотов поршневого двигателя, что с учетом компоновочных соображений позволяет применять ременную передачу.

Отличительная особенность этих силовых установок — наличие системы охлаждения с вентилятором, муфты включения и муфты свободного хода, объединенных на некоторых вертолетах в один агрегат, а также трансмиссии с шарнирными и упругими сочленениями валов и редукторов.

В большинстве случаев используются ПД воздушного охлаждения, хотя не снят вопрос применения ПД водяного охлаждения.

Располагаемая мощность двигателя в силовой установке с механической трансмиссией не полностью используется несущим винтом вертолета. Часть мощности двигателя расходуется на привод вентилятора (~5%), ~3...5% — на преодоление трения в редукторах и трансмиссии; у одновинтового вертолета часть мощности расходуется на привод хвостового винта (7...8% — на висение, 3...4% — на крейсерскую скорость). Общий КПД системы привода одновинтового вертолета с ПД равен 0,82...0,89.

Для обеспечения необходимой скорости вращения НВ общее передаточное число редукторов, понижающих обороты ПД в силовых приводах вертолетов с механической трансмиссией, равно 7...14.

Для вертолетов с ПД желательно иметь многоцилиндровые двигатели, имеющие меньшую степень неравномерности крутящего момента. Это имеет большое значение для устранения крутильных колебаний и вибраций в трансмиссии.

Если в каком-либо расчетном случае необходимо рассматривать нагружение при действии крутящего момента от двигателя, то эксплуатационное значение крутящего момента [53] принимается равным

$$M_{kp}^3 = k \cdot M_{kp}^{cp}, \quad (3.98)$$

где  $M_{kp}^{cp}$  — среднее значение крутящего момента двигателя при установленной мощности;  $k$  — поправочный коэффициент, величина которого зависит от типа установленного на вертолете двигателя (табл. 3.12).

Таблица 3.12

| Тип двигателя           | Число цилиндров | <i>k</i> |
|-------------------------|-----------------|----------|
| Поршневой двигатель     | 2               | 4        |
|                         | 3               | 3        |
|                         | 4               | 2        |
|                         | ≥ 5             | 1,5      |
| Газотурбинный двигатель | —               | 1,25     |

Конструкция двигателя с вертикальным расположением коленчатого вала является желательной, так как она уменьшает массу силовой установки за счет упрощения трансмиссии вертолета. Однако вертикальное расположение коленчатого вала двигателя сопровождается ухудшением смазки, усложнением установки вентилятора охлаждения и привода рулевого винта, обеспечением нормальной центровки и т.д.

Трансмиссия и редукторы вертолета составляют значительную часть общей массы силовой установки. По статистическим данным масса трансмиссии небольших вертолетов (до 2000 кг) составляет 25...50% от массы двигателя. Для вертолета массой более 5000 кг масса трансмиссии примерно равна массе двигателя.

Удельная масса двигателя  $\gamma_{de} = \frac{m_{de}}{N_{de}}$  приведена в конце этого подраздела. Удельный расход топлива описывается зависимостью (3.106).

Как видно, существенными недостатками силового привода являются его большая масса, относительная сложность конструкции, высокая стоимость изготовления, большие затраты времени на уход и наземную эксплуатацию в условиях низкой температуры. К преимуществу ПД следует отнести небольшой расход топлива.

Установка двух двигателей на вертолет небольшой взлетной массы, имеющий удельную нагрузку менее  $p \approx 200 \text{ Н/м}^2$ , нецелесообразна, так как удельная масса и расход топлива у маломощных двигателей выше, чем у двигателя двойной мощности. Кроме того, усложняется конструкция силовой установки и возрастает ее стоимость.

### 3.9.3. Силовые установки с турбовальными двигателями

В настоящее время в силовых установках вертолетов выше сверхлегкой массовой категории в основном используются двухвальные (со свободной турбиной) ТРД, которые по сравнению с ПД имеют меньшие габариты и массу, более просты и надежны в эксплуатации, обладают хорошей устойчивостью при небольших (в пределах 10..12%) изменениях частоты вращения турбины.

Особенностью турбовального вертолетного двигателя по сравнению с газотурбинным, применяемым в самолетной силовой установке, является то, что кроме газовой турбины, установленной на одном валу с компрессором, у него имеется вторая (свободная) турбина, расположенная сзади (по потоку газов). Свободная турбина закреплена на валу, не имеющем механической связи с валом компрессора и первой турбиной (связь газовая). Выводной вал свободной турбины через трансмиссию вертолета и редуктор связан с несущим винтом. Применение свободной турбины для привода несущего винта позволяет: получить наивыгоднейшую частоту вращения винта независимо от частоты вращения ротора компрессора двигателя, а также оптимальные расходы топлива при различных условиях эксплуатации двигателя; облегчить раскрутку турбокомпрессора при запуске двигателя; исключить необходимость комбинированной муфты включения в силовой установке вертолета.

Газотурбинные двигатели обеспечивают:

- увеличение массовой отдачи вертолетов;
- рост крейсерских скоростей полета;
- повышение мощности силовой установки и создание вертолетов сверхтяжелой массовой категории;
- упрощение эксплуатации, повышение надежности (например, запуска двигателя при низких температурах) и т.д.;
- облегчение установки двух двигателей и повышение безопасности полета.

К другим положительным качествам силового привода несущего винта от турбовального двигателя через механическую трансмиссию относятся: малая удельная масса двигателя; небольшие затраты мощности на охлаждение двигателя, так как не требуется специальной системы охлаждения; простота эксплуатации двигателя, особенно при низких температурах наружного воздуха; относительно невысокий уровень вибрации вертолета вследствие хорошей балансировки роторов двигателя; улучшение аэродинамики вертолета (малый мидель двигателя).

Недостатками такого вида силового привода НВ вертолета являются: сложность и большая масса редуктора вследствие большой степени редукции при передаче вращения от высокооборотной турбины двигателя к низкооборотному несущему винту; сравнительно длительное время приемистости двигателя (до 15 с), что ухудшает маневренность вертолета; значительное влияние на работу двигателя окружающей среды (запыленность воздуха, влажность, температура и т.п.).

К основным требованиям, предъявляемым к турбовальным двигателям, относятся: надежность и долговечность; высокая экономичность; надежный запуск и хорошая приемистость; низкий уровень

вибрации и шума; малая масса и малые поперечные и продольные размеры; простота и удобство эксплуатации и технического обслуживания; малая стоимость изготовления и ремонта.

Кроме выполнения перечисленных требований, тенденции развития турбовальных двигателей проявляются в реализации следующих направлений [5]:

- большой срок службы в так называемых жестких условиях;
- способность устойчиво работать в режимах, близких к максимальной мощности, в течение длительного времени и в сложных метеоусловиях (дождь, снег) на малых высотах;
- защищенность от поражающих факторов для вертолетов специального назначения;
- простота эксплуатации, не требующая высококвалифицированного технического персонала;
- наличие силовой установки, обеспечивающей живучесть и безопасность полета вертолета в случае отказа одного из двигателей.

Последнее требование определяет количество двигателей силовой установки вертолета, которое должно быть не менее  $n_{\text{дв}}=2$ .

Турбовальные двигатели (ТВД) имеют следующие преимущества перед ПД:

- небольшая удельная масса двигателя (в 2,5 раза меньше ПД);
- возможность незначительного использования тяги выхлопных газов ТВД для увеличения максимальной скорости полета (~2%);
- отсутствие специальной системы охлаждения двигателя;
- большая надежность двигателя (меньше отказов);
- проще эксплуатация двигателя (особенно в зимних условиях);
- меньшие вибрации двигателя;
- меньший мидель;
- способность работать на более тяжелом топливе.

Недостатки ТВД:

- необходимость большей степени редукции в передаче вращения от двигателя к винту (в 5-10 раз больше ПД);
- большая длина двигателя, затрудняющая компоновку вертолета;
- невозможность использования относительного уменьшения расходов топлива с увеличением высоты полета.

В сравнении с одновальным двигателем ТВД со свободной турбиной имеют весьма существенные преимущества, в частности, в системе привода не нужны муфты включения и сцепления, поскольку нет механической связи между несущим винтом и двигателем.

При запуске и раскрутке ТВД свободная турбина сначала остается неподвижной (вследствие большой инерции НВ); горячие газы проходят сквозь лопатки свободной турбины, и лишь после того, как двигатель начинает устойчиво работать и развивать необходимую мощ-

ность, они начинают постепенно раскручивать свободную турбину, а вместе с ней трансмиссию и несущий винт. В случае отказа двигателя система "несущий винт — свободная турбина" продолжает вращаться на режиме самовращения НВ.

У вертолета с ГТД массовая отдача выше за счет значительного понижения массы силовой установки, хотя масса трансмиссии несколько повышается из-за увеличения передаточного отношения. Меньшая неравномерность работы ГТД обеспечивает лучшие вибрационные характеристики. ГТД не требует специального вентилятора для охлаждения. Шум от работы ГТД меньше, чем от выхлопа поршневого двигателя.

### 3.9.4. Выбор двигателя

Выбор двигателя при прямом проектировании осуществляется по максимальной величине потребной, удельной, приведенной мощности (потребной энерговооруженности):

$$\tilde{N}_{max} = \max(\tilde{N}_{Hcm}, \tilde{N}_{Hдин}, \tilde{N}_{V_{max}}, \tilde{N}_{пр.взл.}). \quad (3.99)$$

Энерговооруженность является характеристикой ЛА, использующего в качестве основного двигателя воздушный (несущий) винт, и выражается через отношение взлетной мощности силовой установки к взлетному весу аппарата:

$$\tilde{N} = N_{c.y} / m_0 g. \quad (3.100)$$

Она влияет на основные ЛТХ: максимальную скорость, скорость подъема и маневренность. Когда взлетная мощность вертолета минимальна, энерговооруженность аппарата определяется мощностью силовой установки. При этом стремление к высокой энерговооруженности должно ограничиваться определенной переразмеренностью двигателей силовой установки.

Соответствие энерговооруженности  $\tilde{N}_{max}$  международной стандартной атмосфере обеспечивается ее приведением, которое учитывает изменение мощности силовой установки в зависимости от высоты  $\bar{N}_H$  и скорости полета  $\bar{N}_V$ , степени дросселирования силовой установки  $\bar{N}_{dp}$  и величины потерь мощности  $\xi$ . Следовательно,

$$\tilde{N}_{0_{max}} = \frac{\tilde{N}_{c.y}}{\bar{N}_H \cdot \bar{N}_V \cdot \bar{N}_{dp} \cdot \xi} \cdot \frac{1}{m_0 \cdot g} = \frac{N_{0_{c.y}}}{m_0 \cdot g}, \quad (3.101)$$

откуда

$$N'_{\partial\theta} = \frac{\tilde{N}'_{0_{max}} \cdot m'_0 \cdot g}{n_{\partial\theta}}, \quad (3.102)$$

где ' $'$  — число приближений;  $n_{de}$  — число двигателей в силовой установке вертолета;  $N'_{oc.y}$  — приведенная мощность силовой установки,  $N'_{oc.y} \approx n_{de} \cdot N'_{de}$ ;  $N'_{de}$  — расчетное значение потребной взлетной мощности одного двигателя.

Для получения необходимой мощности можно применить два двигателя. Масса силовой установки при этом будет несколько больше, зато увеличивается безопасность полета.

Для вертолетов с одним двигателем режим продолженного взлета не является характерным.

По данным [60], потребная энерговооруженность составляет для средних вертолетов  $\tilde{N}_{0max} \approx 0,015 \text{ кВт/Н}$ . Представляется, что эти данные устарели и занижены, так как статистические материалы дают: для сверхлегких вертолетов  $\tilde{N}_{0max} = 0,020 \text{ кВт/Н}$ , для легких —  $0,025 \text{ кВт/Н}$ .

На ранних стадиях проектирования приведенное значение  $\tilde{N}_{0max}$  позволяет определить по мощности и количеству двигателей в составе силовой установки взлетную массу вертолета и целевую нагрузку при заданной дальности или продолжительности полета.

Таким образом, требование эксплуатации вертолета на характерных режимах при условии выполнения заданных ТТТ по  $m_{ц.н}$ ,  $H_{cm}$ ,  $H_{дин}$ ,  $V_{max}$ ,  $L$ , экстремума критерия эффективности применения аппарата и соответствующих ограничений позволяет выбрать двигатель силовой установки согласно зависимости (3.102).

Для этого на оси  $p$  (см. рис. 3.18) откладывают значение  $p^*$ , соответствующее экстремуму критерия эффективности применения вертолета, и снимают значения его приведенной энерговооруженности  $\tilde{N}_{0max}$  и взлетной массы  $m'_0$  соответствующего  $i$ -го приближения, которые используют для определения расчетного значения мощности двигателя.

Тип и марку двигателя выбирают из каталога двигателя или других источников, учитывая его габаритные и установочные размеры, расположение на вертолете, удельные параметры (удельные масса и расход топлива) и т.д.

В учебном процессе разрешается применять также марки иностранных двигателей, параметры которых указаны в описаниях (прил. П 4).

Если в каталоге приведены несколько типов двигателей с одинаковыми или близкими мощностями и другими параметрами, то предпочтение следует отдать тому из них, который имеет наименьшие удельный расход топлива, массу и габариты, а также требует меньшего расхода воздуха.

В предлагаемой методике выбора параметров вертолета и его агрегатов двигатель и обслуживающие его системы в соответствии с принятой классификацией [36] представлены слагаемым  $\bar{m}_{\text{де.с}}$  уравнения существования (см. формулу (3.50)):

$$\bar{m}_{\text{де.с}}(p) = (\gamma_{\text{де}} + K_c) \cdot \tilde{N}_{0\max} \cdot g + K_{m.c} \cdot \bar{m}_T(p) + \bar{m}_{\text{в.с.у}},$$

где  $\gamma_{\text{де}}$  — удельная масса двигателя, кг/кВт;  $K_c$  — коэффициент, учитывающий увеличение массы двигательной установки за счет систем охлаждения, противопожарной, запуска, крепления двигателя, масляных систем двигателя и главного редуктора, масла, кг/кВт;  $K_{m.c}$  — коэффициент, характеризующий увеличение массы силовой установки за счет топливной системы (ТС);  $\bar{m}_{\text{в.с.у}}$  — относительная масса вспомогательной силовой установки (ВСУ),  $\bar{m}_{\text{в.с.у}} = 0,005 \dots 0,008$  [55].

Для вертолетных двигателей третьего поколения (типа ТВ3-117)  $\gamma_{\text{де}} \approx 0,15 \dots 0,18$  кг/кВт. По данным [67], для современных вертолетных двигателей малой мощности (~500...800 кВт) —  $\gamma_{\text{де}} = 0,2 \dots 0,24$  кг/кВт, средней мощности (~1000...2000 кВт) —  $\gamma_{\text{де}} = 0,13 \dots 0,18$  кг/кВт, большой мощности (свыше 2000 кВт) —  $\gamma_{\text{де}} = 0,02 \dots 0,12$  кг/кВт;  $K_c \approx 0,04 \dots 0,05$  кг/кВт [67];  $K_{m.c} = 0,07 \dots 0,09$  для ТС с протектированными топливными баками;  $K_{m.c} = 0,06 \dots 0,07$  для систем с применением топливных гермоотсеков (кессонов) [67].

Известно, что

$$C_{e kp} = C_{e взл} \cdot \bar{C}_{e H} \cdot \bar{C}_{e V} \cdot \bar{C}_{e t} \cdot \bar{C}_{e N}, \quad (3.103)$$

где  $C_{e kp}$ ,  $C_{e взл}$  — удельные расходы топлива на крейсерском и взлетном режимах;  $\bar{C}_{e H}$ ,  $\bar{C}_{e V}$ ,  $\bar{C}_{e t}$ ,  $\bar{C}_{e N}$  — коэффициенты, характеризующие изменение удельного расхода топлива в зависимости от высоты и скорости полета, температуры окружающего воздуха и степени дросселирования двигателя соответственно:

$$\bar{C}_{e V} = 1 - 3 \cdot 10^{-7} \cdot V_{kp}^2; \quad \bar{C}_{e N} = 1,075; \quad \bar{C}_{e H} = 0,995; \quad \bar{C}_{e t=15^\circ C} = 1,0.$$

Для современных вертолетных двигателей можно принять [67]

$$C_{e взл}(p) = \frac{K_{C_e}}{[N_{0\max}(p)]^{0.1}}, \quad (3.104)$$

где  $K_{C_e} = 0,64 \dots 0,71$  кг/(кВт)<sup>0.9</sup> (меньшие значения соответствуют двигателям большой мощности и наоборот);  $N_{0\max}(p) = (\tilde{N}_{0\max}) \cdot m_0^0 \cdot g$  — максимальная приведенная мощность, потребная для полета вертолета, кВт;  $m_0^0$  — взлетная масса вертолета соответствующего приближения.

В табл. 3.13, для справки, приведены статистические данные по удельным характеристикам вертолетных двигателей разных поколений.

Таблица 3.13

| Удельные характеристики       | Двигатели                   |             |               |
|-------------------------------|-----------------------------|-------------|---------------|
|                               | Первого и второго поколений | Современные | Перспективные |
| $\gamma_{\text{дв}}$ , кг/кВт | 0,27...0,34                 | 0,15...0,25 | 0,14...0,16   |
| $C_{\text{взл}}$ , кг/кВт ч   | 0,38...0,49                 | 0,3...0,35  | 0,28...0,32   |

Для маломощных ГТД (вертолеты легкой массовой категории) удельный расход топлива определяется зависимостью

$$C_e \approx 1,94 \cdot N_{\text{взл}}^{-0,27064} . \quad (3.105)$$

На рис. 3.20, для справки, показаны удельные характеристики ПД АИ-26В и АШ-82В [59].

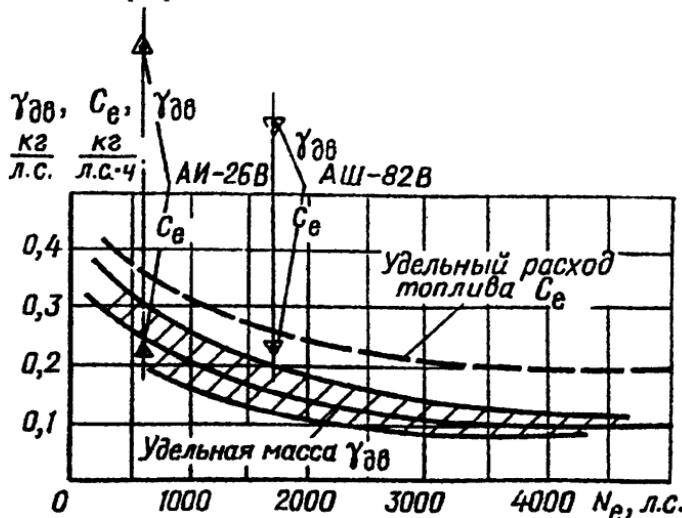


Рис. 3.20. Осреднение характеристик двигателей в зависимости от их мощности

Для маломощных ПД удельный расход топлива представлен зависимостью

$$C_e \approx 1,14 \cdot N_{\text{взл}}^{-0,3236} . \quad (3.106)$$

При этом  $K_{C_e} = 0,0207 \dots 0,0303$ . Для приближенной оценки масс отдельных агрегатов силовой установки можно использовать следующие их удельные массы, отнесенные к номинальной мощности двигателя [17]:

- рама двигателя с креплениями — 0,025...0,035 кг/л.с.;
- вентилятор для охлаждения двигателя — 0,022...0,03 кг/л.с.;
- капот двигателя и дефлекторы — 0,02...0,03 кг/л.с.;

- система питания — 0,043...0,062 кг/л.с.;
- система выхлопа и всасывания — 0,015...0,025 кг/л.с.;
- масло- и бензопроводка — 0,012...0,024 кг/л.с.;
- управление двигателем — 0,0083...0,0118 кг/л.с.;
- система запуска — 0,015...0,033 кг/л.с.

Большие удельные массы соответствуют вертолетам с мало-мощными двигателями, а малые — вертолетам с мощными двигателями.

Ниже приведены удельные массы некоторых поршневых двигателей:

- ВАЗ 426 — 0,667 кг/л.с.;
- Lycoming H10-360 — 0,700 кг/л.с.;
- Rotax 914F — 0,530 кг/л.с.;
- Lom Praha M332A — 0,807 кг/л.с.;
- Lom Praha M337 — 0,786 кг/л.с.;
- Hirt F30 — 0,484 кг/л.с.

К массе двигателя относят массы всех укрепленных на нем агрегатов, необходимых для его работы, а также массу смазки в картере. Масса системы крепления двигателя (рамы двигателя) берется с учетом амортизаторов подвески двигателя. К системе управления двигателем относят пульт управления в кабине летчика и все элементы управления до двигателя. Система охлаждения состоит из вентилятора, капотов, радиатора (при жидкостной системе охлаждения) и исполнительного органа регулирования охлаждения.

Масса системы смазки силовой установки состоит из массы следующих агрегатов: масляных баков, масляных радиаторов, арматуры, маслопроводов, дренажа, а также массы крепления этих агрегатов к фюзеляжу и массы масла, находящегося в системе смазки.

При эскизном проектировании массу частей и агрегатов силовой установки можно выбрать из статистических данных вертолетов с однотипными двигателями. Для некоторых агрегатов и систем силовой установки можно использовать даже статистические материалы по массе однотипной силовой установки самолета. В силовую установку входит много готовых агрегатов и деталей, массы которых известны. Поэтому массу силовой установки можно вычислить довольно точно.

### **3.10. Соответствие удельной нагрузки и экстремума критерия оценки эффективности — достаточное условие выбора параметров**

Развитие любых транспортных средств обычно сопровождается повышением их энерговооруженности, динамических характеристик и эффективности. Но увеличение энерговооруженности эффективно тогда, когда совершенствуются транспортное средство и его силовая

установка. Другими словами, уровень целесообразной энерговооруженности определяется уровнем развития транспортного средства и его силовой установки.

Развитие вертолетов до последнего времени сопровождалось повышением их энерговооруженности. При этом улучшались взлетные характеристики, скорость и скороподъемность вертолетов, повышалась их производительность, которая является весьма важным и общепризнанным критерием экономичности и эффективности ЛА.

Как отмечалось выше, совершенствование современных вертолетов сопровождается повышением производительности путем увеличения целевой нагрузки и крейсерской скорости горизонтального полета без ухудшения летных характеристик на малых скоростях и на режиме висения. При этом современные вертолеты имеют более совершенные двигатели, в результате чего их производительность выше.

Приведенные в подразд. 1.5 критерии оценки эффективности и оптимизации параметров вертолета ориентированы на аппарат как объект проектирования. Процессу проектирования наилучшим образом соответствует критерий оценки взлетной массы вертолета  $m_0$ .

В этом случае процесс проектирования является управляемой величиной в выборе масс его агрегатов, соответствующих минимальной взлетной массе вертолета  $m_{0\min}$ . Выбранные массы агрегатов вертолета могут быть использованы в качестве лимитов при проектировании. Во всех публикациях удельную нагрузку  $p$  обычно выбирают на основе статистического анализа прототипов с учетом ограничений и уточнения ее значения в процессе параметрических расчетов и оптимизации [13].

В данном случае предлагается удельную нагрузку  $p^*$  принимать соответствующей минимуму взлетной массы вертолета (рис. 3.21). Для этого достаточно на рис. 3.21 отложить значение найденной  $p^*$  и получить минимальное значение массы проектируемого вертолета и относительных масс его агрегатов (табл. 3.14).

Таблица 3.14

| Изделие (схема)  |         |                |         |         |
|--|---------|----------------|---------|---------|
| Диапазон варьирования удельной нагрузки $p$ , Н/м <sup>2</sup> |         |                |         |         |
| $p_1$  | $p_2$   | $p_3 = p_{cr}$ | $p_4$   | $p_5$   |
| Критерий минимума взлетной массы $m_0$ , кг                    |         |                |         |         |
| Ми-8 (одновинтовая схема) — рис. 3.21, а                       |         |                |         |         |
| 200  | 250     | 300            | 350     | 400     |
| 13335,2  | 11644,1 | 10993,0        | 10649,6 | 10472,7 |
| Ка-26 (соосная схема) — рис. 3.21, б                           |         |                |         |         |
| 140  | 190     | 240            | 290     | 340     |
| 3852,7   | 3020,9  | 3023,7         | 3159,1  | 3546,9  |

| CH-47C (продольная схема) — рис. 3.21,в |       |       |       |       |
|---|-------|-------|-------|-------|
| 170                                     | 245   | 320   | 395   | 470   |
| 17142                                   | 18168 | 19619 | 21235 | 23342 |

Значения  $m_0(p)$  вычислены по данным работы [14] для вертолетов Ми-8, Ка-26 и CH-47C. По табл. 3.14 строят графики (рис. 3.21,а, б, в) для изделий соответственно.

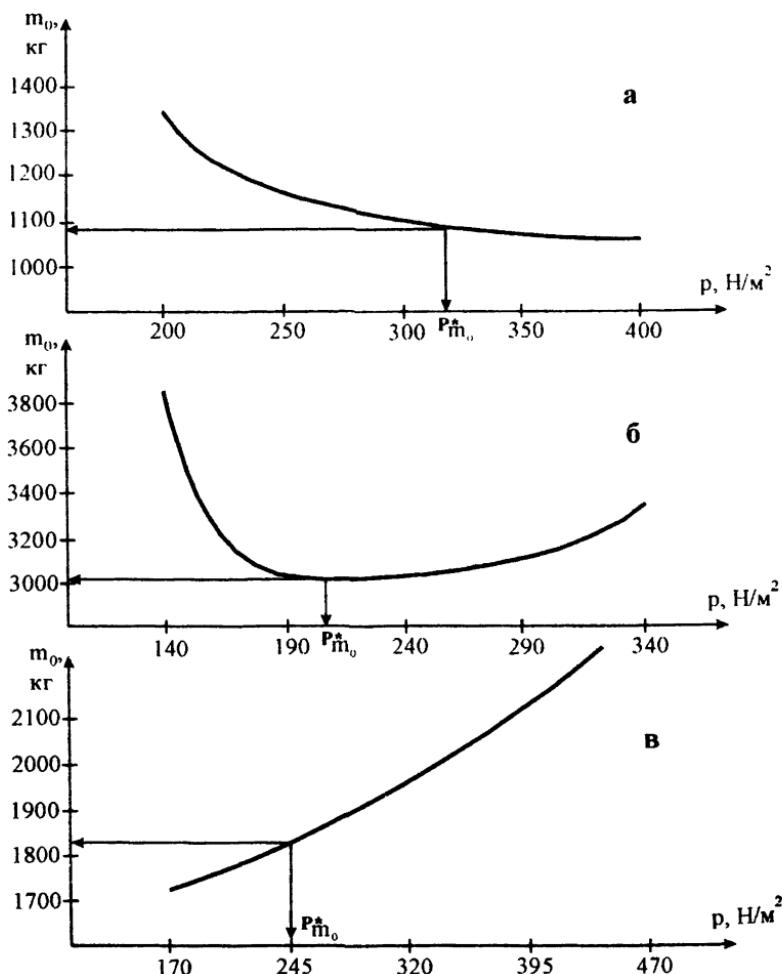


Рис. 3.21. Зависимости  $m_0 = f(p)$  для вертолетов разных схем

Как отмечалось выше, уравнение существования вертолета в общем виде (3.1) одинаково для всех схем. Различие проявляется при конструктивном исполнении схем вертолетов (см. раздел 2). Здесь конструктору приходится учитывать тип несущей системы и способ уравновешивания реактивного момента, схему трансмиссии и количественное использование ее конструктивных элементов и т.д.

Особенно это имеет место при проектировании сверхлегкого вертолета, для которого из-за малости его взлетной массы и размеров масштабные массовые коэффициенты агрегатов будут несколько отличаться от других массовых категорий аппаратов. Кроме того, у сверхлегких вертолетов с поршневыми двигателями возможно применение в трансмиссии клиноременных передач, что оказывается выгодным с точки зрения минимума взлетной массы и упрощения конструкции аппарата.

Учет соответствия уровня удельной нагрузки определенному критерию эффективности вертолета перед проектированием требует четкого назначения типа машины и критерия эффективности ее применения. Это обусловлено зависимостью величины параметров, характеристик и размеров вертолета от критерия эффективности.

### 3.11. Выбор технических характеристик вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом

Ниже излагаются вопросы формирования внешнего облика вертолета с точки зрения взаимной пространственной увязки частей вертолета, их формы и конструктивно-силовых схем, являющихся непременным условием выполнения чертежей общего и компоновочного видов.

Выбор технических и геометрических характеристик вертолета и его агрегатов осуществляется после нахождения  $R$ ,  $\sigma$ ,  $\omega R$ , выбора двигателя и  $m_0$  по принятому критерию эффективности аппарата (см. подразд. 3.3 — 3.10).

Летно-технические характеристики (ЛТХ) вертолета вычисляются по результатам аэродинамического расчета, являющегося составной частью общего проектирования. Причем величины вычисленных ЛТХ должны соответствовать исходным данным.

#### 3.11.1. Выбор параметров и расположения несущего винта

По статистическим данным, ширина лопасти на характерном радиусе  $b_{0,7} = (0,0471 \dots 0,0628) \cdot R \approx 0,055 \cdot R$ , откуда  $\lambda_{cp} = R / b_{0,7} \approx 18,182$  и  $z = \pi \cdot \lambda \cdot \sigma$ .

Удобной формой представления аэродинамических характеристик НВ на режиме висения является поляр (рис. 3.22). Она характе-

ризует зависимость тяги от крутящего момента при различных значениях общего шага  $\phi_{o.w}$  и окружного числа  $M_0$  (частоты вращения НВ). Поляра отражает ухудшение аэродинамического качества лопастей на больших  $\phi_{o.w}$  из-за срыва потока  $\frac{C_T}{\sigma} > \left(\frac{C_T}{\sigma}\right)^{\text{доп}}$ , а также вследствие влияния сжимаемости потока (возрастание волнового сопротивления лопастей).

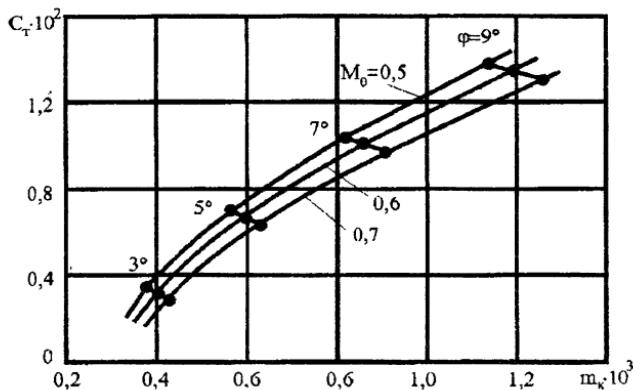


Рис. 3.22. Поляра несущего винта вертолета

Для получения максимальной тяги НВ при меньшем  $\phi_{o.w}$  целесообразно увеличивать  $\sigma$ , что особенно важно для вертолетов большой грузоподъемности.

Увеличить заполнение НВ можно за счет хорды или числа лопастей. Однако возможности увеличения хорды лопастей ограничены ростом их шарнирных моментов и усилий в системе управления, а также некоторыми конструктивно-технологическими факторами. Поэтому в современном вертолетостроении наблюдается тенденция к увеличению числа лопастей. Это позволяет уменьшить действующие на них нагрузки, усилия в системе управления, уровень вибраций конструкции вертолета, облегчить лопасти и условия их замены в эксплуатации, повысить относительный КПД НВ  $\eta_0$ .

Относительный КПД НВ ( $\eta_0 = \frac{C_T^{3/2}}{2 \cdot m_k}$ ) является важной характеристикой винта для режима висения. Он позволяет оценить экономическое качество профиля лопасти и при заданном заполнении НВ соответствует среднему значению  $C_{y,0,7} = 0,7 \dots 0,8$  (или  $C_T/\sigma = 0,2 \dots 0,25$ ).

Однако на практике это значение  $C_{y,0,7}$  реализовать нельзя, так как

при полете с максимальной скоростью на отступающей лопасти возникает срыв потока.

По этой причине у современных вертолетов  $C_{y0,7} = 0,45 \dots 0,5$  и  $C_T/\sigma = 0,14 \dots 0,16$ , что обуславливает необходимость комплексного подхода к выбору заполнения НВ и числа лопастей для получения приемлемых значений [68].

Некоторое представление о таком подходе дает рис. 3.23, где заштрихованная область характеризует целесообразные уровни заполнения НВ в зависимости от числа лопастей. Например, для пятилопастного винта  $\sigma_{0,7} = 0,08 \dots 0,10$  при  $\eta_0 = 0,7$ ; для восьмилопастного —  $\sigma_{0,7} = 0,12 \dots 0,14$  при  $\eta_0 = 0,74$ . Зависимости  $\eta_0 = f(\sigma_{0,7}, z)$  рассчитаны для значения  $C_{y0,7} = 0,5$  ( $C_{x_{p0,7}} \approx 0,01$ ) [68]. Меньшие значения  $C_{y0,7}$  (например,  $C_{y0,7} = 0,4$ ) дадут меньшие значения  $\eta_0$ .

Окончательный выбор таких параметров, как крутка лопасти, ее форма в плане, а также профиль и число лопастей, является компромиссным для различных эксплуатационных режимов полета вертолета и осуществляется из соображений оптимизации аэродинамических характеристик винта. В процессе предварительного проектирования эти и другие параметры используются с учетом их влияния на массу и характеристики вертолета.

Расположение втулки НВ над фюзеляжем определяется (рис. 3.24):

- углом отклонения рукава втулки вниз на упор центробежного ограничения свеса ( $\sim 1,5 \dots 2^\circ$ ) [28];
- статическим прогибом лопасти ( $y_R \approx 0,12 \cdot R$ ) [67];
- расстоянием по вертикали между концом невращающейся лопасти и хвостовой балкой вертолета ( $0,05 \dots 0,07 \cdot R$ ) [28].

Чтобы на крейсерском режиме полета ось фюзеляжа была направлена по траектории полета, ось вала НВ располагают не перпендикулярно к продольной оси фюзеляжа, а наклоняют вперед на угол, равный  $4 \dots 6^\circ$  (рис. 3.24). Например, у вертолета Ми-6 —  $5^\circ 5'$ , у вертолета Ми-8 —  $4^\circ 30'$ . Кроме того, фюзеляж вертолета может быть скомпонован так, что ось вала НВ будет отклонена от вертикальной оси вправо на  $2 \dots 3^\circ$ , если смотреть по направлению полета сзади. Благодаря этому уменьшается крен вертолета вправо на висении и малых скоростях полета, а также достигается вертикальный взлет вертолета с одновременным отрывом от земли основных стоек шасси (или приземление на обе основные стойки).

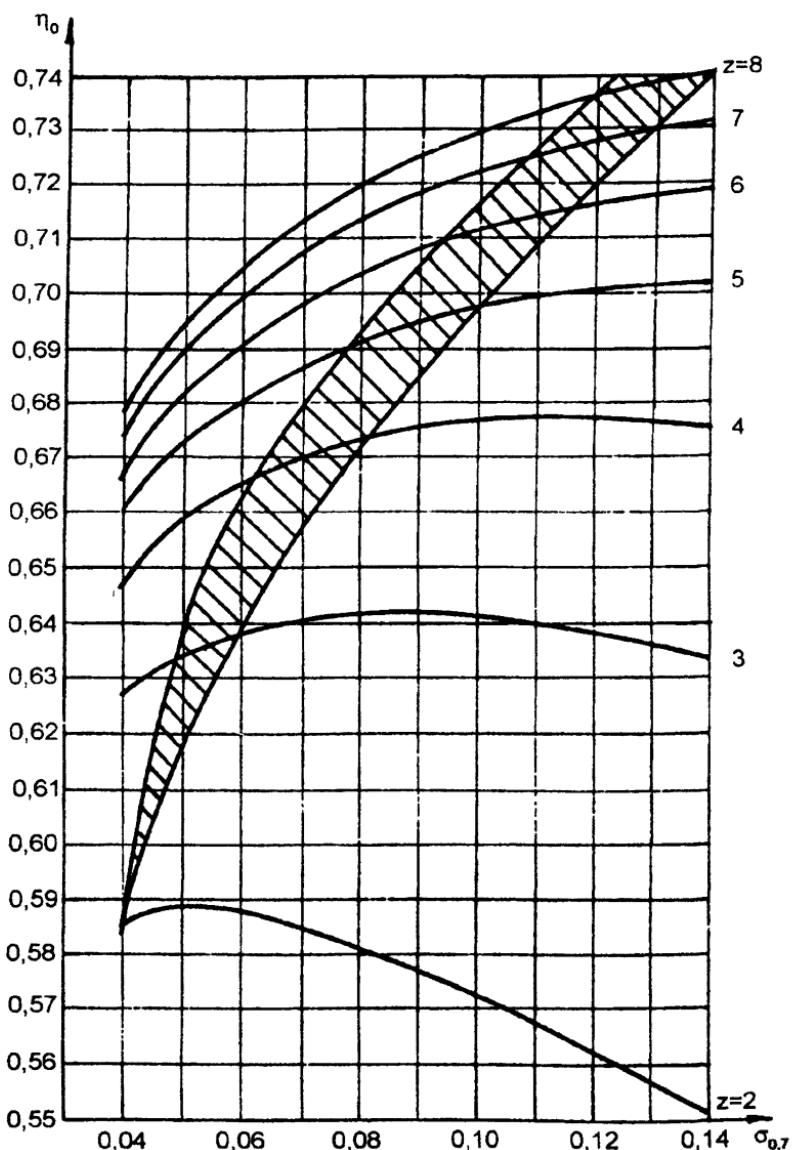


Рис. 3.23. Зависимость  $\eta_{0,7} = f(\sigma_{0,7}, z)$



Рис. 3.24. Расположение втулки НВ над фюзеляжем

### 3.11.2. Выбор параметров и расположения рулевого винта

Рулевой винт (РВ) устанавливается на концевой (килевой) балке вне зоны вращения и интенсивного аэродинамического влияния несущего винта. При этом плечо рулевого винта

$$L_{p,e} = R + R_{p,e} + \delta. \quad (3.107)$$

Рулевой винт у большинства вертолетов — толкающий, он устанавливается на концевой балке справа по направлению полета. Для толкающего РВ относительная потеря тяги при относительном расстоянии  $\bar{Z}_{p,e} = Z_{p,e}/R_{p,e}$  между плоскостью вращения РВ и килем в диапазоне  $0,3 < \bar{Z}_{p,e} < 0,5$  в несколько раз меньше [28], чем тянувшего (рис. 3.25). Кроме того, исключается дополнительное динамическое нагружение балки пульсирующим воздушным потоком, отбрасываемым РВ.

Для повышения эффективности путевого управления вертолетом при эксплуатации в условиях бокового ветра и энергичных разворотах на висении направление вращения толкающего РВ принимается по часовой стрелке при виде на вертолет слева (в нижней части диска РВ лопасти вращаются по направлению полета). Для этого некоторые типы серийных вертолетов доработаны — толкающий РВ для сохранения хвостовой трансмиссии переставлен с правой стороны концевой балки на левую, и стал, таким образом, тянувшим.

На новых типах вертолетов РВ имеет указанное рациональное направление вращения (по часовой стрелке при виде слева) и является толкающим, что повышает его аэродинамическую эффективность [28].

Число лопастей рулевого винта приближенно может быть определено по соотношению  $z_{p,e} = 2 / 3 \cdot z$ , коэффициент заполнения РВ

$\sigma_{p,e} = (1,7 \dots 2,3) \cdot \sigma \approx 2\sigma$ . Лопасти РВ, как правило, незаконченны, прямоугольной формы в плане.

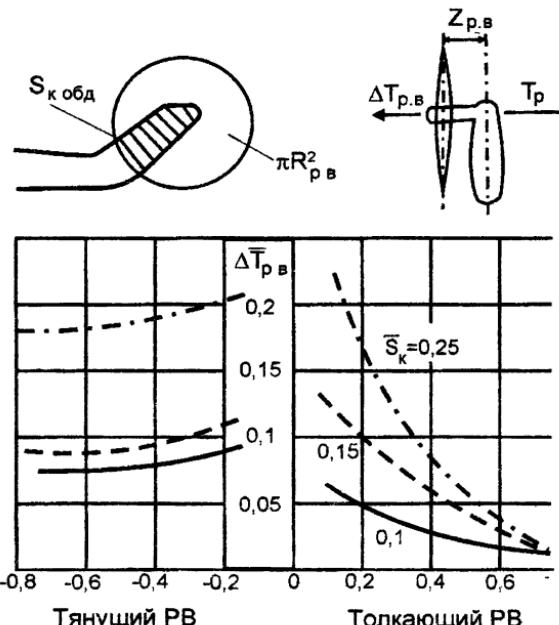


Рис. 3.25. Зависимость относительной потери тяги, от схемы и параметров РВ

Как следует из работы [57], максимальный крутящий момент на валу несущего винта по модулю равен реактивному моменту, действующему на корпус вертолета:

$$M_{kp} = M_p = \frac{n_{de} \cdot N_{de}^{kam} \cdot R \cdot \xi}{\omega \cdot R}. \quad (3.108)$$

В этом случае из условия балансировки вертолета тяга рулевого винта

$$T_{p,e} = M_p / L_{p,e}. \quad (3.109)$$

Приближенно  $T_{p,e} \approx (0,06 \dots 0,07) \cdot G_0$ , где  $G_0$  — взлетный вес вертолета.

Размещение оси РВ в плоскости вращения втулки НВ (на концевой или килевой балке) продиктовано необходимостью улучшить поперечную балансировку вертолета на режимах висения и малых скоростей полета. Это не требуется для путевой балансировки и управляемости, а из-за уменьшения массовой отдачи и усложнения

конструкции (наличие промежуточного редуктора, концевой трансмиссии и балки, элементов путевого управления) нецелесообразно. Однако вынос РВ вверх повышает безопасность обслуживания вертолета и его эксплуатации на малых высотах полета. Кроме того, килевая балка улучшает путевую устойчивость и управляемость вертолета, безопасность полета в экстремальных условиях.

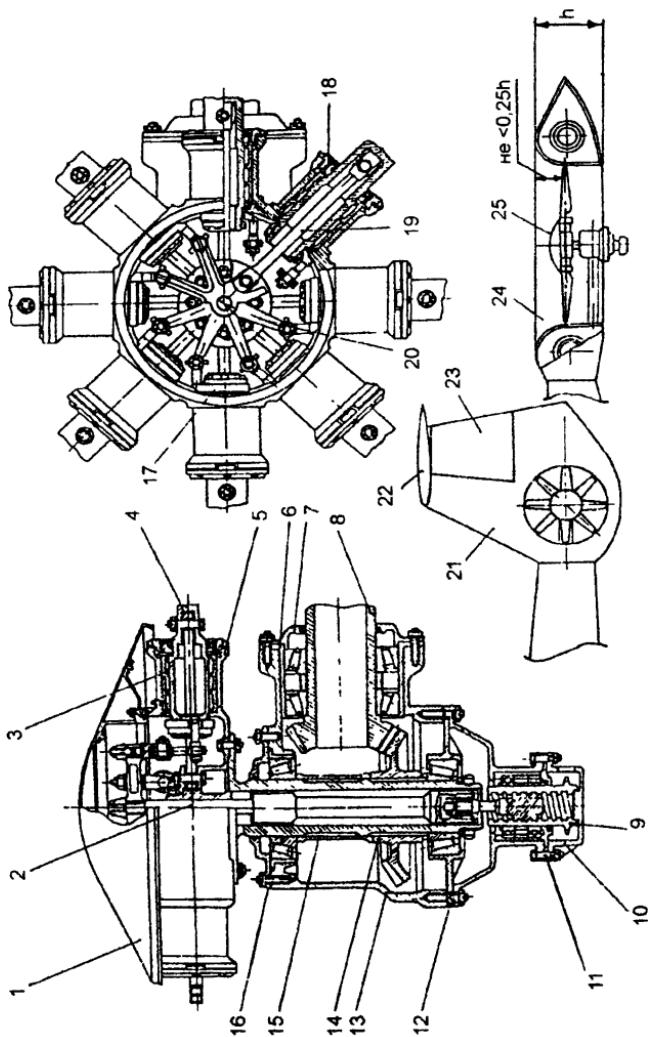
С целью дальнейшего повышения аэродинамической эффективности РВ разработан так называемый X-образный РВ, лопасти которого установлены на втулке наподобие буквы "X". Основное преимущество X-образного РВ перед обычным, симметричным РВ, — это уменьшение аэродинамического взаимодействия концевых вихрей каждой пары сближаемых лопастей. Благодаря этому при оптимальных значениях и сочетаниях основных геометрических параметров такого РВ он имеет по сравнению с обычным больший КПД и меньший уровень шума.

Для некоторых зарубежных вертолетов разработан многолопастной РВ в кольцевом канале — фенестрон, устанавливаемый без выноса непосредственно в киле [33].

Фенестрон (от лат. *fenestra* — окно) — балансировочное и рулевое устройство вертолета с одним НВ; представляет собой винт (вентилятор), установленный в тоннеле в кише вертолета (рис. 3.26). Получил широкое применение на легких вертолетах Аэроспасьяль SA 360 — SA 366 (Франция) и др. Фенестрон эффективен, если глубина тоннеля составляет не менее 0,8 радиуса  $R_\phi$  винта фенестрона, плоскость винта расположена на расстоянии около **0,25h** от плоскости входа, расширение тоннеля после плоскости умеренное и протекание воздуха безотрывное. Отношение тяги  $T_e$  винта к полной тяге  $T$  устройства  $T_e/T_\phi = F/(2F_\infty)$ , где  $F$  — ометаемая винтом площадь;  $F_\infty$  — площадь поперечного сечения свободной струи после выхода из тоннеля. Относительный (вентиляторный) КПД определяется формулой  $\eta_o = T_\phi^{3/2} / [2N(\xi F_\infty)^{1/2}]$ , где  $\xi$  — потери мощности фенестрона,  $N$  — расходуемая мощность. КПД (достигнут  $\eta_o=0,86$ ) значительно выше, чем КПД открытого рулевого винта ввиду отсутствия сжатия струи ( $F_\infty > F_\phi$ ) и большей скорости протекания.

Кроме того, потери энергии меньше ввиду большего отношения  $F_e/F_\phi$ . Поэтому радиус винта фенестрона меньше в 2,2 раза радиуса равноценного (по тяге и мощности) открытого рулевого винта.

В скоростном полете без угла скольжения  $\beta$  винт фенестрона работает почти в условиях работы на листе. При скольжении изменение тяги фенестрона происходит пропорционально  $\beta^2$ , вследствие чего необходим киль для обеспечения статической путевой устойчивости.



**Рис. 3.26. Одно из возможных конструктивных оформлений фенестрона:**

1 — обтекатель втулки; 2 — валик управления; 3 — подшипники; 4 и 19 — торсион; 5 — корпус рукояти; 6 — стальная втулка; 7 — крышка; 8 — хвостовой вал; 9 — механизм управления; 10 — крышка механизма управления; 11 — диффрагма с упорным подшипником; 13 — корпус редуктора; 14 — ведомая шестерня; 15 — вал; 16 — вал; 17 — поводок управления; 18 — уплотнение; 20 — "наук" управления; 21 — киль; 22 — стабилизатор; 23 — руль поворота; 24 — корпус фенестрона; 25 — винт фенестрона

Преимущества фенестрона по сравнению с хвостовым винтом заключается в следующем:

- поверхность кольца используется как устройство, создающее дополнительную тягу;
- винт, заключенный в довольно толстое кольцо, становится менее опасным для обслуживающего персонала;
- кильевая поверхность, расположенная над каналом, снижает до нуля мощность, идущую на вращение винта фенестрона при маршевом полете;
- расположение винта в канале создает для него лучшие условия обтекания на маршевом полете;
- расположение оси фенестрона на протяжении оси хвостового вала, как правило, не требует промежуточного редуктора. Наличие примерно осевого потока позволяет применять жесткие лопасти.

Недостатками фенестрона являются значительное увеличение толщины и массы киля, высокочастотный шум, нелинейности в характеристиках путевого маневра и большая поглощаемая мощность на режиме висения вертолета по сравнению с рулевым винтом.

Нагрузка на ометаемую винтом фенестрона поверхность:

$$p_{\phi} \approx (2,5 \dots 3,5) p_{p.e.}$$

Мощность, поглощаемая фенестроном:

$$N_{\phi} = N_{p.e.} \sqrt{\frac{P_{\phi}}{p_{p.e.}}} \approx (1,6 \dots 1,9) N_{p.e.}$$

Заполнение фенестрона:

$$\sigma_{\phi} \approx 2 \sigma_{p.e.}$$

Число лопастей фенестрона:

$$z_{\phi} \approx \frac{\sigma_{\phi}}{0,04}.$$

Конструирование втулки и лопастей фенестрона аналогично конструированию втулки и лопастей жесткого многолопастного маршевого винта.

Обычный РВ и фенестрон показаны на рис.3.27, а, б, где  $N_k$  — мощность, потребная для компенсации реактивного момента НВ.

### 3.11.3. Выбор параметров и расположения хвостового оперения и крыла

Хвостовое оперение и крыло не являются обязательными агрегатами вертолета. Функции вертикального оперения на вертолете выполняет рулевой винт. Однако для улучшения путевой устойчивости часто концевую балку профилируют в поперечном сечении, превра-

щая ее в кильевую, которая, частично уравновешивая реактивный момент НВ и разгружая РВ, повышает безопасность полета.

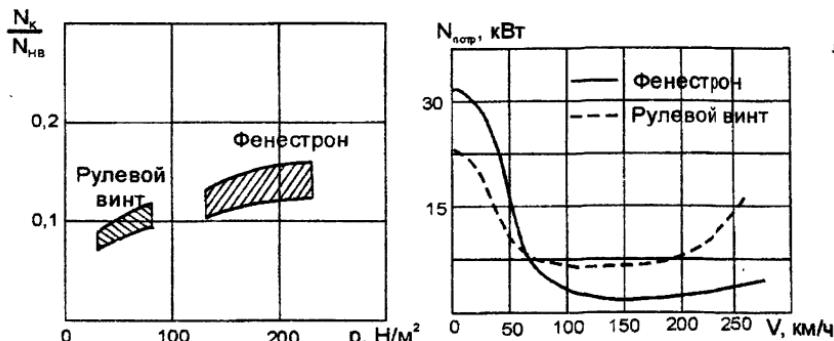


Рис. 3.27. Сравнение РВ и фенестрона: а — по диапазону мощности на компенсацию реактивного момента в зависимости от удельной нагрузки; б — по потребной мощности в зависимости от скорости полета

Кильевая балка в поперечном сечении имеет толстый несимметричный профиль, трапециевидную форму при виде сбоку, расположена под углом 30...60° к продольной оси хвостовой балки и повернута относительно вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа на угол 5...7°.

Для улучшения характеристик продольной балансировки и устойчивости на вертолете можно использовать управляемый или неуправляемый стабилизатор. Стабилизатор имеет трапециевидную форму в плане и часто симметричный профиль в поперечном сечении. Его устанавливают на конце хвостовой балки в целях максимально возможного удаления от центра масс вертолета, а также для уменьшения вредного индуктивного воздействия НВ. Параметры и место расположения стабилизатора выбирают после проведения расчетов устойчивости и управляемости вертолетов с учетом статистического анализа прототипов. На данном этапе принимается

$$S_{z,0} \approx 0,004 \cdot \pi \cdot R^2.$$

На скоростных вертолетах для разгрузки несущего винта целесообразно устанавливать крыло небольшого удлинения ( $\lambda_{kp}=4\ldots 7$ ). Доля подъемной силы крыла на крейсерской скорости полета составляет обычно 20...25% силы тяги НВ. Крыло вертолета, как правило, имеет толстый симметричный или несимметричный профиль и трапециевидную форму в плане. Устанавливается оно в центральной части фюзеляжа позади центра масс вертолета.

Обычно средняя линия фюзеляжа, крыло и стабилизатор расположены на относительном расстоянии  $y = y/R \approx 0,2$  под плоскостью вращения НВ, при этом  $q \approx 1,3$ . Коэффициент  $q$  учитывает увеличение индуктивной скорости при удалении вниз от плоскости вращения НВ и изменяется в диапазоне  $1 \leq q \leq 2$  [31].

### 3.11.4. Размеры фюзеляжа транспортного вертолета

Форма фюзеляжа определяется его конструктивно-силовой схемой, аэродинамической компоновкой, назначением и условиями эксплуатации вертолета. Для большинства серийных вертолетов характерно расположение над центральной частью фюзеляжа гондол двигателей, редукторного и вентиляторного отсеков, а также наличие неубирающегося шасси.

В силу этого фюзеляж вертолета далек от удобообтекаемых форм современных скоростных самолетов. Наиболее характерен в этом отношении фюзеляж вертолета одновинтовой схемы с его длинными хвостовой и концевой (килевой) балками, на которых крепится РВ.

Внешние обводы фюзеляжа существенно зависят от назначения вертолета. Например, у вертолета-амфибии нижнюю часть фюзеляжа формируют в виде лодки со специфичными для нее внешними обводами и конструктивными особенностями. У вертолетов-кранов фюзеляж выполняет роль силовой балки, к которой крепятся кабина экипажа, несущий и рулевой винты, шасси. Перевозимый груз размещается на внешней тросовой подвеске или в контейнерах, прикрепляемых к силовой балке быстроразъемными соединениями. Однако наибольшее применение имеют обычные фюзеляжи, которые служат для размещения пассажиров и грузов.

Как показывают статистические данные, у лучших с эстетической точки зрения вертолетов одновинтовой схемы отношение длины носовой части фюзеляжа (от носка до оси вращения НВ) к длине фюзеляжа  $L_\phi$  составляет 0,36...0,4, а удлинение фюзеляжей ( $\lambda_\phi = L_\phi/h_\phi$ ) — 4,5...5,5, где  $h_\phi$  — высота фюзеляжа.

Для уменьшения лобового сопротивления фюзеляжа при угле атаки  $\alpha_\phi \approx 0$  желательно наибольшее поперечное сечение располагать на расстоянии  $0,435 \cdot L_\phi$  от носа фюзеляжа.

Каждая массовая категория вертолета кроме массы перевозимого груза характеризуется размерами грузовой кабины, которые позволяют оценить, какие грузы, какую технику и таким образом можно разместить внутри фюзеляжа вертолета. От габаритов грузовой кабины зависят размеры и масса фюзеляжа вертолета.

Поперечные размеры фюзеляжа пассажирского вертолета определяются минимальной высотой пассажирского салона по проходу (не менее 1,8...2,0 м) и числом кресел в ряду, продольные — числом рядов кресел; при этом необходимо учитывать потребный объем и площадь багажных, а также туалетных помещений.

### **3.11.5. Выбор параметров и расположения шасси**

Под схемой шасси понимается количество опор, их конструктивное оформление с учетом специфики работы и расположения относительно центра масс вертолета.

Параметры шасси в значительной степени влияют на внешний вид, конструкцию вертолета, силовую и геометрическую компоновку аппарата, на клиренс (расстояние от нижней точки фюзеляжа до земли), конструкцию трапов и т.д.

Конструктивно шасси различных типов вертолетов имеют много общего в связи с обязательным соблюдением при проектировании ряда конструктивных и эксплуатационных требований:

- возможности устойчивого и управляемого движения вертолета по земле при рулении, разбеге и пробеге, а также выполнения разворотов на земле с минимальным радиусом;
- мягкой амортизации вертолета с относительно небольшими перегрузками и наибольшим усилием в амортизаторе в конце его полного хода;
- возможно большего гистерезиса (рассеяние энергии) амортизатора;
- демпфирования земного резонанса (самопроизвольно возникающих колебаний вертолета с нарастающей амплитудой);
- минимального перемещения колес относительно продольной оси вертолета при обжатии амортизаторов для исключения срыва пневматиков с колес;
- достаточного (не менее 200 мм) расстояния от нижней точки конструкции вертолета до поверхности земли при полном обжатии пневматиков и амортизаторов;
- эффективного торможения вертолета при пробеге после посадки с помощью установленных в колесах основных опор шасси тормозов;
- удержания вертолета на месте с помощью тормозов шасси<sup>8</sup> процессе раскрутки и остановки НВ при нахождении вертолета с максимально допустимой взлетной массой на уклоне 1:10;
- одновременного плавного затормаживания и растормаживания за время не более 1,5 с всех тормозных колес и сохранения заданного максимального давления в тормозах;

- надежной фиксации убирающегося шасси в выпущенном и убранном положениях, исключающей самопроизвольный выпуск шасси при нормируемых эксплуатационных перегрузках и складывание на стоянке, при рулении и буксировке вертолета;
- наличия блокировочного устройства, исключающего уборку шасси при обжатых амортизаторах;
- дублирования основной системы управления выпуском шасси дополнительными системами;
- обеспечения доступа к узлам и деталям крепления колес и возможности измерения и регулирования зазоров тормозов;
- надежной защиты подшипников колес от попадания в них воды и грязи;
- обеспечения контроля количества жидкости и давления газа в амортизаторах без демонтажа шасси;
- наличия на шасси приспособлений, позволяющих выполнять буксировку вертолета с максимально допустимой взлетной массой в направлениях вперед и назад по искусственному и естественному покрытиям.

На вертолетах одновинтовой схемы чаще всего применяется шасси с носовым колесом (рис. 3.28) [28]. Оно имеет ряд существенных преимуществ по сравнению со схемой шасси с хвостовым колесом. Это более безопасная и простая посадка вертолета в условиях плохой видимости, хорошая путевая устойчивость при разбеге и пробеге и т.п.

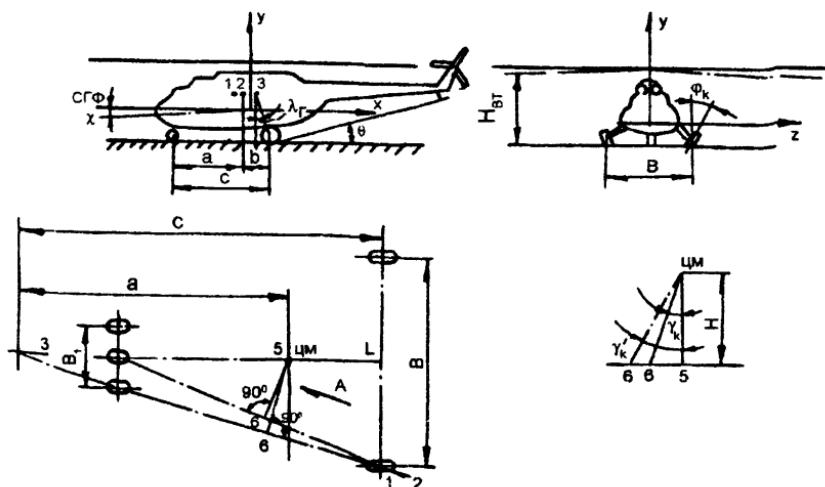


Рис. 3.28. Основные параметры шасси с носовым колесом

Шасси с задним колесом применяется в случаях, когда это определено компоновкой и требованиями, предъявляемыми к вертолету (низкое расположение хвостовой балки, установка специального оборудования на нижней поверхности носовой части фюзеляжа и пр.).

Схема шасси с носовым колесом характеризуется следующими параметрами (см. рис. 3.28): углом опрокидывания  $\theta^\circ$ ; углом опрокидывания вертолета назад при предельной задней центровке  $\lambda_e^\circ$ ; стояночным углом  $\chi^\circ$ ; клиренсом  $h$ , м; расстоянием от центра тяжести вертолета (по горизонтали) до точек касания земли носовым колесом  $a$  и колесами главных опор  $b$ ; противокапотажным углом  $\gamma_k^\circ$ ; колеей шасси  $B$ ; развалом колес  $\phi_k$ .

Угол  $\theta^\circ$  назначают из соображений безопасности посадки вертолета с "подрывом" на режиме авторотации НВ (на однодвигательном вертолете) и с одним отказавшим двигателем (на вертолете с двумя-тремя двигателями). По статистике  $\theta^\circ \approx 8\ldots 15^\circ$ .

Стояночный угол  $\chi^\circ$  (между строительной горизонталью фюзеляжа СГФ и поверхностью посадочной площадки) выбирают из условия одновременного касания передними и задними колесами шасси поверхности земли и равномерного обжатия амортизаторов при посадке вертолета с передней центровкой (с учетом заклинивания вала НВ вперед на  $4\ldots 6^\circ$ ). По статистике  $\chi^\circ = 0\ldots 3^\circ$ .

Взлетно-посадочные площадки вертолета могут находиться вне оборудованных аэродромов. Поэтому размеры шасси выбираются такими, чтобы при полном обжатии колес и амортизаторов опор вертолет не касался земли нижней частью фюзеляжа. Клиренс при полностью обжатых амортизаторах должен быть не меньше 0,2 м (высота стандартной точки). Величину  $h$  в зависимости от взлетной массы вертолета можно определить, используя статистические данные (рис. 3.29).

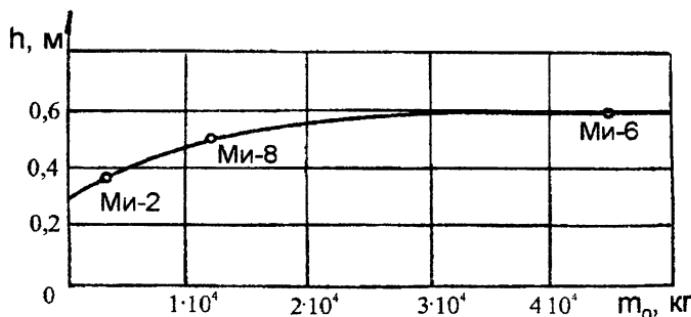


Рис. 3.29. Зависимость величины клиренса от взлетной массы вертолета

Параметры  $a$  и  $b$  шасси образуют базу шасси **C**. Расстояние  $b$  выбирают из условия неопрокидывания вертолета на хвост на стоянке с уклоном  $\leq 15^\circ$ , а также при разгрузке через задний грузовой люк. При этом  $\lambda_e \leq 15^\circ$ ,  $\theta > \lambda_e$ . Главные опоры шасси должны воспринимать 90...85% массы вертолета на стоянке, передняя опора — 10...15%.

Такое распределение нагрузки на шасси обеспечивает продольную устойчивость вертолета и путевое управление при маневрировании на земле. Уменьшение  $a$  приводит к раскачиванию вертолета в вертикальной плоскости, зарыванию переднего колеса и усложнению путевого управления. Увеличение  $a$  уменьшает нагрузку на носовую опору и вызывает путевую неустойчивость вертолета при пробеге.

Колея шасси **B** влияет на величину противокапотажного угла  $\gamma_k^\circ$  и на характеристики "земного" резонанса.

"Земного" резонанса можно избежать практически при любых значениях колеи шасси, используя амортизаторы с малой величиной усилия предварительной затяжки и демпферы вертикальных шарниров НВ. Для исключения же капотирования (переворачивания) вертолета с поворотом относительно оси 1-3 (см. рис. 3.28) необходимо, чтобы наклон равнодействующей боковой силы и массы вертолета к поверхности посадочной площадки не превышал величину  $\gamma_k^\circ$ . При этом должно выполняться условие  $\operatorname{tg} \gamma_k \geq \mu$ , где  $\mu$  — коэффициент трения колес шасси о землю ( $\mu=0,6...0,8$  для резины и сухого бетона с учетом неровностей).

Как правило, угол  $\gamma_k$  должен составлять 30...40°. Для современного вертолетостроения характерно стремление уменьшить угол  $\gamma_k$  трехопорного шасси. Если при проектировании шасси угол  $\gamma_k$  получается меньше, то применяют четырехопорное шасси, заменяя носовую стойку двумя опорами, разнесенными на расстояние  $0,5B$  от плоскости симметрии, чтобы угол  $\gamma_k^\circ$  соответствовал потребному. Две носовые стойки могут быть установлены и по конструктивным или эксплуатационным соображениям. Например, у вертолета Ми-10 конструкция шасси должна обеспечивать закрепление под фюзеляжем крупногабаритных грузов.

Увеличение колеи шасси **B** улучшает поперечную устойчивость вертолета на земле. Однако при этом ухудшается путевая устойчивость вертолета при рулении. Он становится более чувствительным к неровностям поверхности площадки из-за увеличения плеча опоры относительно центра масс.

Для вертолетов типа Ми-6, Ми-8 величина колеи и база связаны соотношением  $B=(0,8...1,1)C$ . У вертолетов, созданных в 70-е годы, наблюдается уменьшение этого соотношения до 0,6...0,7.

Развал колес  $\varphi^\circ$  необходим для того, чтобы при максимальном обжатии амортизаторов опор шасси колеса находились в вертикальной плоскости. Обычно  $\varphi \approx 7^\circ$ .

В работе [61] представлена схема расположения шасси вертолетов, дающая для одновинтовой схемы результаты, подобные приведенным выше (табл. 3.15, рис. 3.30).

Таблица 3.15

| Параметры                              | Одновинтовой вертолет, трехопорное шасси с носовой опорой (рис. 3.30, а) | Двухвинтовой вертолет продольной схемы, четырехопорное шасси (рис. 3.30, б) |
|--|--|---|
| Угол выноса шасси, град                | $\lambda_H$<br>30 ... 45   | 0 ... 20  |
|  | $\lambda_e$<br>12 ... 25   | 27 ... 48   |
| Угол опрокидывания $\theta$ , град     | 8 ... 15   | 10 ... 35   |
| $e/b$                                  | 0,15 ... 0,25  | 0,4 ... 0,5   |
| Колея шасси $B$                        | $(0,2 \dots 0,25)D_{n,e}$<br>$(0,75 \dots 0,95)H$                        | $(0,7 \dots 1,3)H_n$  |
| Высота винта над землей $H$ , $H_n$    | $(0,2 \dots 0,3)D_{n,e}$   | $(0,2 \dots 0,3)D_{n,e}$  |
| База шасси $b$                         | —  | $(0,4 \dots 0,75)l_{oc}$  |
| Расстояние между осями винтов $l_{oc}$ | —  | $(0,6 \dots 0,98)D_{n,e}$   |

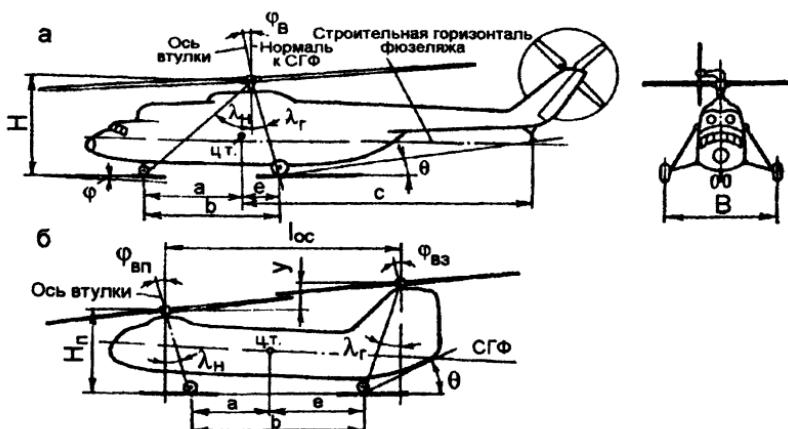


Рис. 3.30. Параметры, характеризующие расположение шасси вертолетов: а — трехопорное шасси одновинтового вертолета; б — четырехопорное шасси двухвинтового вертолета продольной схемы

Конструктивное исполнение шасси показано на рис. 3.31.

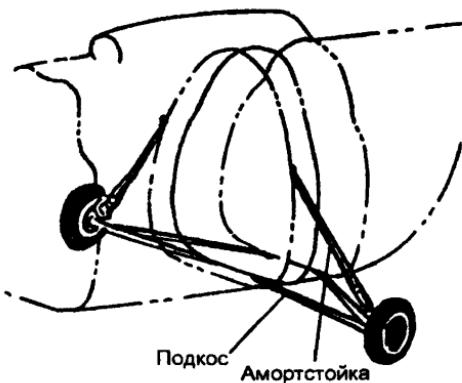


Рис. 3.31. Пирамидальная схема шасси

Выбор кинематической схемы шасси корабельного вертолета имеет принципиальное значение, поскольку, обеспечивая гашение кинетической энергии при умеренных перегрузках, действующих на конструкцию (что, как правило, достигается увеличением хода амортизаторов), она должна исключить возможность нарушений в работе, возникающих из-за высокого коэффициента трения колес и типа покрытия полосы в случае изменения колеи шасси в процессе обжатия амортизаторов.

Так, например, при пирамидальной схеме шасси (рис. 3.31) изменение колеи основных опор шасси от момента касания шинами колеи палубы корабля до момента занятия стояночного положения и полного обжатия амортизаторов может составлять соответственно 300 и 380 мм.

Специальные покрытия палубы препятствуют свободному боковому перемещению колеса шасси, что может привести к полному выключению из работы амортизаторов шасси, к срыву шин или поломке шасси.

В практике принята параллелограммно-пирамидальная схема шасси (рис. 3.32), выполненная с таким расчетом, чтобы при всем ходе колес колея шасси оставалась неизменной. Для этого верхние и нижние подкосы имеют разную длину. Другая положительная особенность такой кинематической схемы заключается в том, что амортизатор шасси принимает только осевые нагрузки; это позволяет сделать его характеристику чувствительной к их малым величинам.

Конструктивное исполнение шасси показано на рис. 3.32.

Неудовлетворительные эксплуатационные характеристики при использовании на корабельных вертолетах имеет кинематическая схема рычажного шасси.

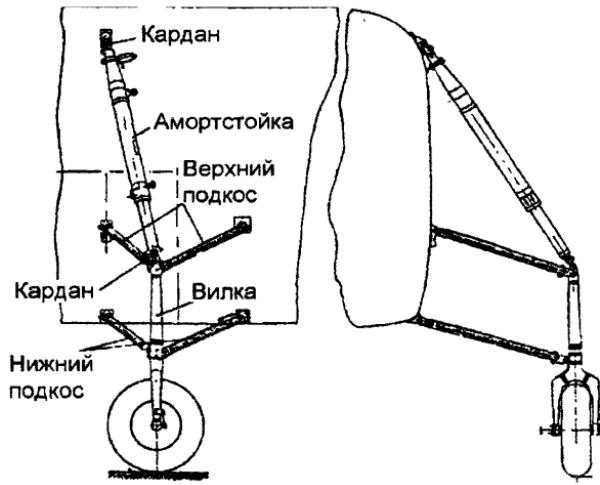


Рис. 3.32. Параллелограммно-пирамидальная схема шасси

### 3.11.6. Массовая отдача

Понятие массовой отдачи широко используется для оценки совершенства конструкции конкретного ЛА и сравнения их вариантов.

Причин увеличения массовой отдачи вертолетов много [17]:

- замена поршневого двигателя (ПД) на турбовинтовой двигатель (ТВД) приводит к значительному уменьшению массы силовых установок: масса ПД составляет 25% массы конструкции вертолета, в то время как масса первых ТВД равнялась 66% массы ПД, а для второго поколения ТВД она была снижена вдвое;

- масса конструкции уменьшилась благодаря упрощению конструкции многих агрегатов (например, втулки НВ); применению более выгодных технологических методов и средств обработки деталей и использованию уточненной методики оценки прочности конструкции, что позволило изготавливать более сложные по форме, но легкие детали; внедрению принципиально новых материалов (например, втулка НВ вертолета Уэстленд WG 13 "Линкс" изготовлена из титана взамен стали, что уменьшило ее вес на ~40%);

- в настоящее время на вертолетах используется НВ с усовершенствованными профилями и конструкцией лопастей. В результате достигается уменьшение площади и массы лопастей, а следовательно, и массы втулки;

- проводятся исследования и широко внедряются трансмиссии с уменьшенной массой благодаря использованию шестерен с усовер-

шествованной геометрией зубьев, рассчитанных на передачу больших крутящих моментов;

– достигнуто значительное снижение удельного расхода топлива двигателей.

Увеличение массовой отдачи вертолетов идет по пути:

– выбора рациональной конструктивно-силовой схемы вертолета;

– тщательной проработки конструкции всех элементов вертолета;

– применения современных высококачественных материалов;

– уточнения норм прочности и разработки обоснованных расчетных случаев нагружения;

– снижения удельной массы двигателей, электроприборного и радиоэлектронного оборудования и т.д.

Чем совершеннее в массовом отношении конструкция, тем она, как правило, дороже в изготовлении и эксплуатации.

Применительно к вертолетам наиболее рациональными оказываются конструкции с использованием современных, приемлемых по стоимости материалов, не требующих создания узкоспециализированного серийного производства. Такой подход, хотя и приводит к созданию вертолетов с умеренной массовой отдачей, но не вызывает значительных затруднений в производстве и сильного увеличения стоимости. Чем удачнее вертолет сконструирован, тем выше у него массовая отдача, легче конструкция и большая целевая нагрузка  $m_{ц.н.}$ .

С переходом на турбовальные двигатели массовая отдача зарубежных легких вертолетов увеличивалась до 4042% против 25% у первых серийных вертолетов с поршневыми двигателями. Такое увеличение обусловлено использованием турбовальных двигателей, обладающих малой массой и меньшими габаритами, что облегчает их размещение на вертолете и упрощает конструкцию. Другим важным фактором является применение несущих винтов с большей нагрузкой на ометаемую площадь (до 30 кг/м<sup>2</sup> у легких вертолетов). Увеличение нагрузки на ометаемую площадь, подобно увеличению нагрузки на крыло для самолетов, способствует повышению массовой отдачи.

При проектировании вертолетов и сравнении их вариантов часто приходится обращаться к коэффициенту массовой отдачи по полной нагрузке  $K_{п.н.}$ :

$$K_{п.н.} = \frac{m_0 - \bar{m}_{пуст}}{m_0} = 1 - \bar{m}_{пуст}, \quad (3.110)$$

где  $\bar{m}_{пуст}$  — относительная масса пустого вертолета,  $\bar{m}_{пуст} = \frac{m_{пуст}}{m_0}$ .

Коэффициент массовой отдачи вертолетов, снабженных ГТД с механическим приводом несущего винта выше, чем у того же вертолета, но имеющего ПД, за счет меньшей массы самого двигателя, отсутствия выхлопных коллекторов, вентилятора и капотов, уменьшения затрат мощности на вентилятор, расхода смазки и массы маслорадиатора. Отсутствие муфты сцепления (газотурбинный турбовальный двигатель имеет свободную турбину) также способствует росту коэффициента массовой отдачи.

При замене ПД на ГТД ориентировочно [7]

$$\bar{K}_{a.m.d} = \bar{K}_{p.a} + 0,04 + 0,2 \cdot \Delta q,$$

где  $\Delta q$  — разность удельных весов ПД и ГТД (совместно с их редукторами).

### 3.11.7. Энергетическое качество вертолета

В практических расчетах для вертикальных режимов удобна зависимость

$$\left( q_{de} \sqrt{\frac{p}{\Delta}} \right)_{расп} = 1,57 \cdot \eta_0 \cdot \xi, \quad (3.111)$$

полученная из формулы Вельнера-Жуковского. В системе СИ

$$T = (1,39 \cdot \sqrt{\Delta} \cdot D \cdot N_{n.e} \cdot \eta_0)^{2/3}, \quad (3.112)$$

где  $T$  — тяга несущего винта, принимаемая  $T \approx G$  ( $G$  — вес вертолета);  $N_{n.e}$  — потребляемая несущим винтом мощность,  $N_{n.e} = N_{de} \cdot \xi$ ;  $N_{de}$  — эффективная мощность двигателя;  $\xi$  — коэффициент использования мощности;  $\eta_0$  — относительный КПД винта,  $\eta_0 = 0,730,75$ ;  $\Delta$  — относительная плотность воздуха,  $\Delta = \rho_n / \rho_0$ ;  $p$  — удельная нагрузка на ометаемую площадь,  $p = \frac{m_0 g}{\pi R^2}$ ;  $D$  — диаметр несущего

винта;  $q_{de}$  — удельная нагрузка на мощность двигателей,  $q_{de} = \frac{G}{N_{n.e}} \cdot \xi$

(величина, обратная  $q_{de}$ , — энерговооруженность  $\tilde{N}$ ).

Величина  $q_{de} \sqrt{\frac{p}{\Delta}}$  оценивает совершенство вертолета на вертикальных режимах, то есть энергетическое качество аппарата  $E_e$ . По предложению Л.С. Вильдгребе она называется "коэффициентом летучести", так как показывает энергетические потери на режиме висения и позволяет по вычисленной величине  $q_{de} \sqrt{\frac{p}{\Delta}}$ , при условии выполнения неравенства

$$\left(q\sqrt{\frac{P}{A}}\right)_{расн} > \left(q\sqrt{\frac{P}{A}}\right)_{потр}, \quad (3.113)$$

определить, способен или нет взлететь вертолет с данной высотной площадки.

Среднее значение величины  $q_{av}\sqrt{\frac{P}{A}}$  составляет для:

- сверхлегких вертолетов с ПД — 697,15  $N^{32}$  кВт м;
- сверхлегких вертолетов с ГТД — 682,89  $N^{32}$  кВт м;
- легких вертолетов с ГТД — 628,04  $N^{32}$  кВт м.

Развитие вертолетов легкой массовой категории за рубежом характеризуется совершенствованием их аэродинамики и, в первую очередь, увеличением скорости полета. При этом дальность полета многоцелевых и транспортных вертолетов (с расчетной платной нагрузкой) остается небольшой из-за низкого аэродинамического качества и высокого километрового расхода топлива и составляет 300350 км.

Возможности развития аэродинамического совершенствования вертолетов одновинтовой схемы можно проследить на рис.3.33 [60]

Повышенной дальностью (более 800 км) обладают вертолеты, предназначенные для длительного патрулирования, имеющие небольшую целевую нагрузку и дополнительные топливные баки.

Все новые легкие вертолеты снабжаются силовой установкой на базе турбовальных двигателей и обладают большой энерговооруженностью (нагрузка на мощность до 3,52,5), обеспечивающей малые значения характеристики летучести  $q\sqrt{P}=501,457,52,17 N^{32}$  кВт м и повышенные скороподъемность и статический потолок.

### 3.12. Центровка, компоновочная схема и общий вид вертолета

#### 3.12.1. Центровка вертолета

По достижении допустимой погрешности вычисления взлетной массы, выбора параметров и характеристик по принятому критерию оценки эффективности ЛА, а также двигателя выполняется расчет центровки вертолета.

Центровкой достигается требуемое положение центра масс (ЦМ) вертолета на всех режимах полета с учетом факторов, влияющих на его положение (выгорание топлива, перемещение полезной нагрузки и т.д.) Ее расчет проводится как минимум для трех случаев: при взлете с максимальной нагрузкой, при посадке с 5%-м запасом топлива на борту и при стоянке пустого вертолета.

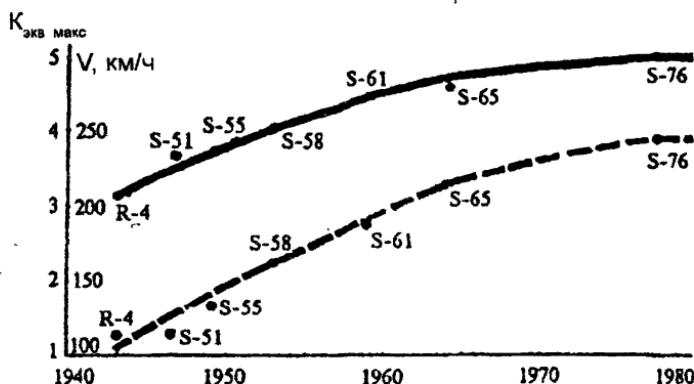
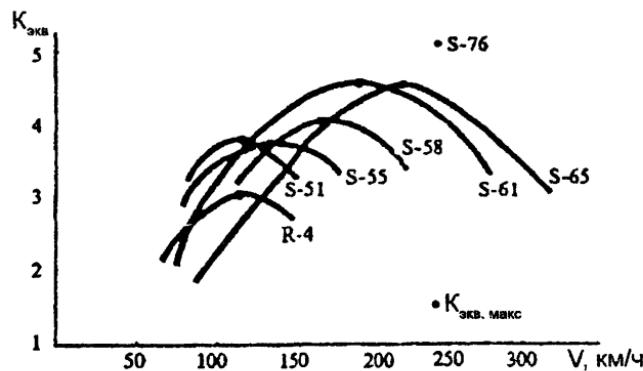


Рис. 3.33. Изменение эквивалентного аэродинамического качества  $K_{экв} = \frac{Y}{X_{экв}} = \frac{m_{взл} V}{75 N_{потр}}$  вертолетов фирмы

"Сикорский" в зависимости от крейсерской скорости полета  $V_{kp}$  (сверху) их  $K_{экв}$  и  $V_{kp}$  (снизу)

При расчете центровки составляют центровочную ведомость (табл. 3.16.), в которую входит перечень агрегатов, оборудования, топлива, полезного груза и экипажа, их массы и положения центров масс. За оси координат обычно принимают ось НВ и перпендикулярную ей ось, проходящую через центр втулки в продольной плоскости вертолета.

Координаты центра масс вертолета определяются по формулам:

$$x_0 = \frac{\sum_i m_i \cdot x_i}{\sum_i m_i}; \quad (3.114)$$

$$y_0 = \frac{\sum_i m_i \cdot y_i}{\sum_i m_i} \quad (3.115)$$

Таблица 3.16

Центральная ведомость

| Наименование агрегата   | Масса агрегата $m_i$ , кг | Положение ЦТ по оси $x$ , м | Статический момент $m_i \cdot x_i$ , кг·м | Положение ЦТ по оси $y$ , м | Статический момент $m_i \cdot y_i$ , кг·м |
|---|---------------------------|-----------------------------|---|-----------------------------|---|
| 1. Несущий винт:<br>- лопасти,<br>- втулка  |                           |                             |   |                             |   |
| 2. Система управления:<br>- система бустерного управления,<br>- система ручного управления  |                           |                             |   |                             |   |
| 3. Трансмиссия:<br>- главный редуктор,<br>- промежуточный редуктор,<br>- трансмиссионный вал  |                           |                             |   |                             |   |
| 4 Рулевой винт:<br>- лопасти,<br>- втулка   |                           |                             |   |                             |   |
| 5 Двигательная установка  |                           |                             |   |                             |   |
| 6 Топливная система   |                           |                             |   |                             |   |
| 7. Фюзеляж:<br>- носовая часть (15%),<br>- средняя часть (50%),<br>- хвостовая часть (20%),<br>- крепление редуктора (4%),<br>- капоты (11%)  |                           |                             |   |                             |   |
| 8 Шасси:<br>- главное (82%),<br>- переднее (16%),<br>- хвостовая опора  |                           |                             |   |                             |   |
| 9 Электрооборудование   |                           |                             |   |                             |   |
| 10 Оборудование (100%):<br>- приборы в кабине (25%),<br>- радиооборудование (27%),<br>- гидрооборудование (20%),<br>- пневмооборудование (6%),<br>- дополнительное оборудование (22%) |                           |                             |   |                             |   |

Часто центровку вычисляют по углу  $\varphi_{ц.м.}$ , образуемому осью НВ и линией, соединяющей центр втулки НВ с ЦМ вертолета (табл. 3.17):

$$\operatorname{tg} \varphi_{ц.м.} = \frac{x_0}{y_0}. \quad (3.116)$$

Расчет центровки и составление сопутствующих технических документов (масштабный эскиз вертолета, центровочная ведомость и т.д.) являются частью объемно-массовой компоновки.

В табл. 3.17 приведены значения положений ЦМ для случаев нормальной, предельно допустимых передней и задней центровок вертолета трех схем.

Таблица 3.17

| Схема вертолета                 | Положение центра масс | Нормальная центровка | Предельно допустимая передняя центровка   | Предельно допустимая задняя центровка |
|---------------------------------|-----------------------|----------------------|---|---------------------------------------|
| Одновинтовая с хвостовым винтом | $\varphi_{ц.м.}$      |                      | Со стабилизатором<br>$S / \pi R^2 = 0,004$<br>(при<br>$\frac{y_0}{D} = 0,105...0,125$ )         |                                       |
|                                 |                       | -3°                  | -6°   | 2°                                    |
| Двухвинтовая соосная            | $\varphi_{ц.м.}$      |                      | Со стабилизатором<br>$\frac{S_{cm}}{F_{cm}} = 0,015$<br>(при<br>$\frac{y_0}{D} = 0,12...0,14$ ) |                                       |
|                                 |                       | -3,0°                | -5,0°   | -2,0°                                 |
| Двухвинтовая продольная         | $\varphi_{ц.м.}$      |                      | Со стабилизатором<br>$\frac{S_{cm}}{F_{om}} = 0,015$<br>(при<br>$\frac{y_0}{D} = 0,12...0,14$ ) |                                       |
|                                 |                       |                      | -3,0°   |                                       |

### **3.12.2. Компоновка вертолета**

Компоновка заключается во взаимной пространственной увязке частей вертолета, их формы и конструктивно-силовой схемы с размещением двигателей, экипажа, основных грузов и снаряжения (рис. 3.34).

Компоновку необходимо рассматривать как три параллельно текущих и взаимосвязанных процесса: аэродинамическая компоновка; объемно-массовая компоновка; конструктивно-силовая компоновка.

Задача аэродинамической компоновки — это определение формы, размеров и взаимного положения частей, омываемых воздушным потоком.

Цель объемно-массовой компоновки — проработка последней с помощью масштабного эскиза вертолета, центровочной схемы и расчет центровки для случаев эксплуатационной загрузки, характерных для данного типа ЛА.

Задачей конструктивно-силовой компоновки является создание такой КСС вертолета, которая при необходимых объемах, заданной прочности и жесткости конструкции, требуемой эксплуатационной и производственной технологичности обеспечивала бы минимальную массу конструкции.

Компоновка вертолета должна удовлетворять таким требованиям, как:

- 1) наличие необходимых объемов для размещения перевозимых грузов или пассажиров;
- 2) удобство посадки экипажа и пассажиров;
- 3) хороший обзор из кабины летчика;
- 4) удобство покидания вертолета при аварии;
- 5) возможность быстрой загрузки и выгрузки грузов и надежность их крепления;
- 6) удобный доступ к специальному оборудованию, а также легкость его монтажа и демонтажа;
- 7) обеспечение сообщения между кабиной экипажа и пассажирским помещением в крупных многоместных вертолетах;
- 8) возможность уменьшения габаритов посредством складывания лопастей и хвостовой балки с рулевым винтом при хранении вертолета в условиях ограниченных помещений;
- 9) легкий монтаж и демонтаж двигателя и агрегатов трансмиссии и удобный доступ для их осмотра;
- 10) размещения маслобаков и радиаторов возможно ближе к двигателю;
- 11) соответствие форм вертолета и его выступающих частей требованиям аэродинамики;
- 12) размещение топливных баков вблизи ЦМ или таким образом, чтобы ЦМ топлива отстоял от ЦМ вертолета в допустимых пределах;

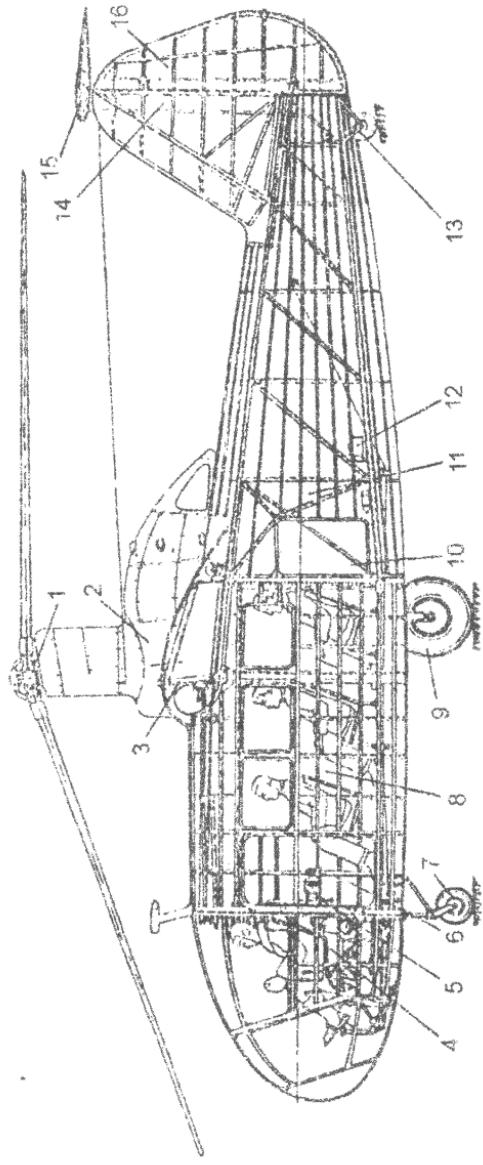


Рис. 3.34. Компоновка двухвинтового вертолета поперечной схемы:  
 1 — втулка; 2 — мотогондола; 3 — крыло; 4 — сиденье пилота; 5 — радиостанция; 6 — передняя опора шасси; 7 — пассажирская кабина; 9 — главные опоры шасси; 10 — грузовая дверь; 11 — грузовой отсек; 12 — аккумулятор; 13 — хвостовое колесо; 14 — стабилизатор; 15 — киль; 16 — стабилизатор

13) размещение целевой нагрузки в ЦМ вертолета или вблизи него таким образом, чтобы центровка не выходила из допустимых диапазонов.

Крепление грузов на внешней подвеске или сбрасываемых грузов должно производиться вблизи ЦМ вертолета.

Кроме того, в процессе работы над компоновкой следует обеспечить требуемую центровку вертолета. Для этого выполняют несколько вариантов компоновок, добиваясь нужной центровки путем последовательных приближений.

Приступая к компоновке, необходимо иметь установочный чертеж двигателя и чертеж с указанием габаритов грузов и специального оборудования с нанесенными на них центрами тяжести. Желательно знать также приблизительные габариты редуктора НВ и других агрегатов трансмиссии. Компоновка вертолета зависит от его схемы, назначения, типа, числа двигателей и многих других факторов.

При выполнении компоновочной схемы вертолета особое внимание уделяется обеспечению обзора из кабины экипажа.

Обзор из кабины экипажа — видимое внеоконное пространство, просматриваемое с рабочего места летчика (штурмана) через остекление кабины ЛА при перемещении головы и туловища, не влияющих на технику пилотирования. Обзор должен обеспечивать летчику возможность эксплуатации ЛА на всех этапах полета; он является важной характеристикой рабочего места летчика, определяющей безопасность полета и качество выполнения ЛА целевых задач, и, как правило, регламентируется нормативными документами [2, 53].

На рис. 3.35 в качестве примера приведены углы обзора из кабины летчика, принятые для пассажирских вертолетов за рубежом [7]. Для пассажиров вертолета достаточно обеспечить обзор нижней полусферы.

Компоновка завершается составлением ее чертежа, который выполняется на листе ватмана форматом не менее А12. На чертеже следует изобразить продольный разрез вертолета и вид в плане, а также поперечные сечения в местах расположения грузовой (пассажирской) кабины, крепления двигателей и главного редуктора. На компоновке должно быть также показано размещение грузов, пассажиров и экипажа, вычерченены все силовые элементы каркаса, нанесены контуры основных агрегатов и обозначена схема их крепления к силовому каркасу. Наносимые на компоновочный чертеж части конструкции должны иметь размеры, соответствующие типоразмеру проектируемого вертолета.

Компоновочный чертеж совместно с общим видом вертолета (в трех проекциях) служит основой для вычерчивания теоретических чертежей фюзеляжа и его сопряжения с другими частями вертолета.

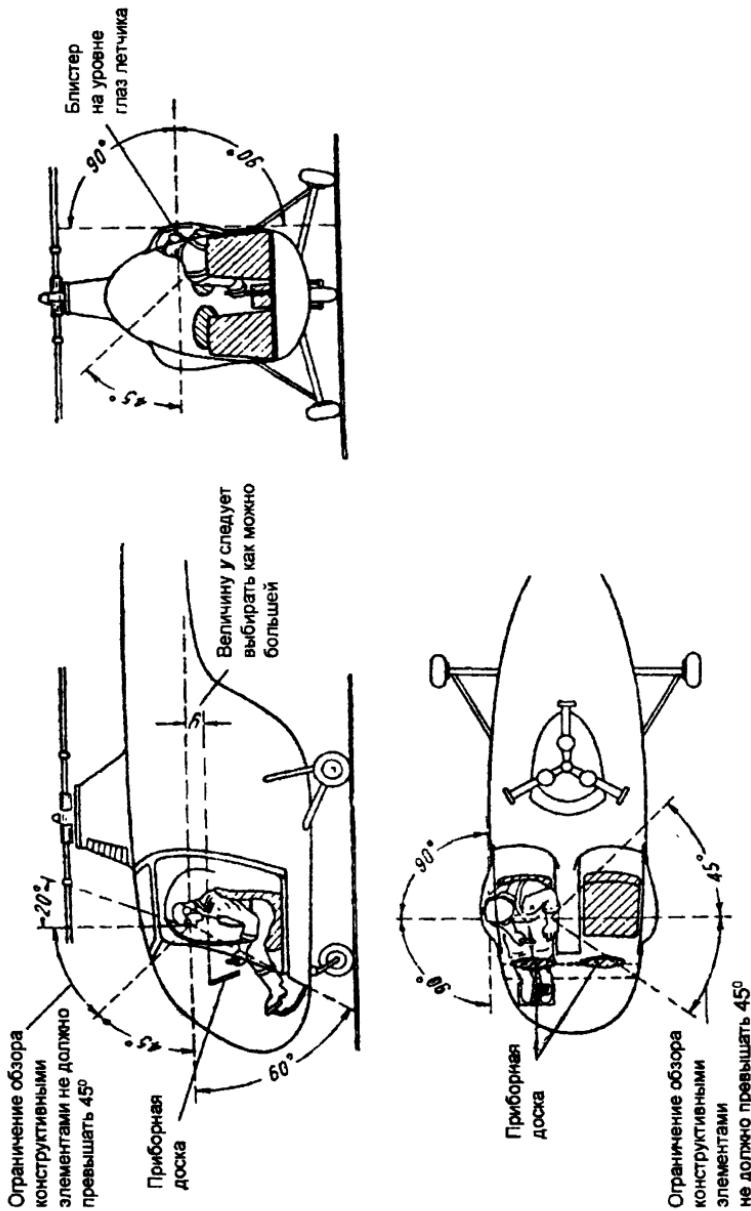


Рис. 3.35. Схема углов обзора из кабины летчика вертолета

### 3.12.3. Общий вид вертолета

Общий вид позволяет увязать основные размеры и габариты вертолета и установить его внешние формы. Общий вид вертолета необходим для изготовления чертежей модели, предназначенный для аэродинамических исследований (продувки в аэродинамической трубе). Выполнение чертежа общего вида неразрывно связано с компоновкой и центровкой, аэродинамическим расчетом, расчетом устойчивости и управляемости и т.д. По их результатам в чертеж общего вида вертолета вносятся необходимые изменения и дополнения.

На этапе предварительного проектирования формируют общий вид вертолета на основе выбора его основных параметров и геометрических размеров с учетом исходных данных задания и мирового опыта проектирования вертолетов подобного назначения (статистические данные).

Чертеж общего вида вертолета выполняют в трех проекциях (рис. 3.36) на ватмане форматом А2, ГОСТ 2.301-68 (СТ СЭВ 1181-78) с нанесением габаритных и наиболее характерных размеров.

В правом углу чертежа (выше штампа — в таблице) указывают основные параметры, характеризующие проектируемый вертолет:

- взлетную массу, кг;
- целевую нагрузку, кг;
- максимальную скорость полета на высоте  $H = \dots$  м, км/ч;
- максимальную высоту полета, м;
- статический потолок, м;
- крейсерскую скорость полета на высоте  $H = \dots$  м, км/ч;
- экономическую скорость полета на высоте  $H = \dots$  м, км/ч;
- дальность полета с нормальной заправкой топлива на высоте  $H = \dots$  м, км;
- продолжительность полета на высоте  $H = \dots$  м, ч;
- тип двигателя;
- максимальную мощность двигателя на высоте  $H = \dots$  м, кВт;
- крейсерскую мощность двигателя ... кВт.

Чертеж общего вида вертолета должен быть оформлен в соответствии с требованиями ЕСКД и ГОСТов и увязан с компоновкой и текстовой частью проекта, в которой следует привести необходимые расчеты и обоснования принятых решений.

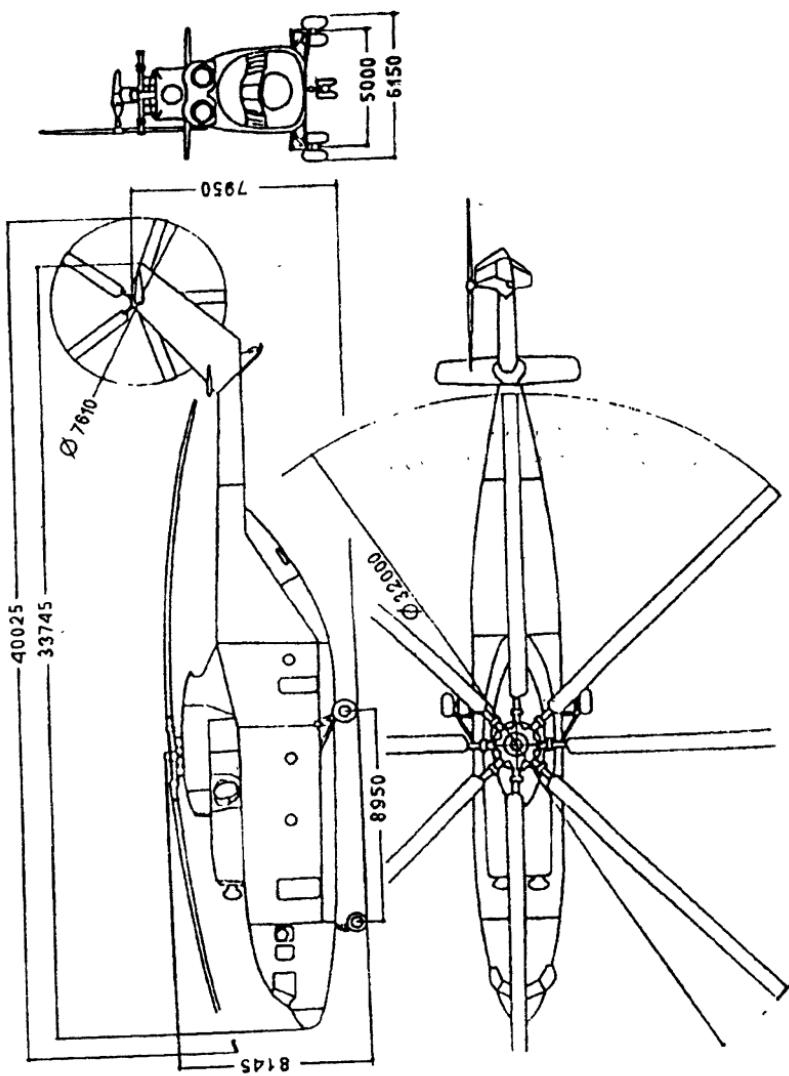
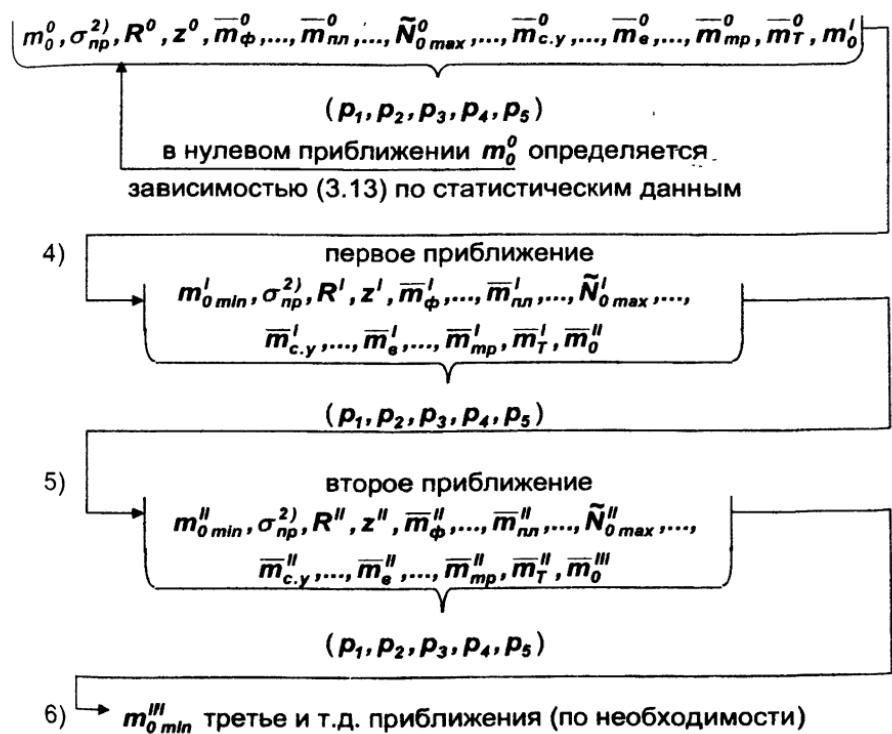


Рис. 3.36. Общий вид вертолета

### 3.12.4. Схема вычислений при выборе параметров вертолетов и их агрегатов (массовых групп)

Приведена последовательность вычислений при выборе параметров вертолетов различных схем и их агрегатов (формулы см. подразд. 3.1):

- 1) выбирают профиль лопасти НВ и его характеристики (см. подразд. 3.3);
- 2) определяют  $\omega R$  НВ (подразд. 3.4);
- 3) находят нулевое приближение  $m_0^0$ :



После первого и повторного приближений определяется погрешность вычисления  $m_0$ , затем  $R_{y\max}$  принятого приближения (ограничение по прогибу лопасти) и т.д. (см. табл. 3.20).

### 3.13. Пример выбора параметров вертолета одновинтовой схемы с рулевым винтом средней массовой категории

Выше отмечалось, что вертолеты одновинтовой схемы занимают около 92% мирового парка вертолетов, при этом алгоритм выбора параметров вертолета разных схем в основном одинаков. По этой причине приведен пример выбора параметров винтокрылого аппарата только одновинтовой схемы с рулевым винтом средней массовой категории. Следует помнить, что ЛТХ вертолета вычисляются по результатам аэродинамического расчета. Величины найденных ЛТХ должны соответствовать исходным данным или быть близкими к ним.

#### 3.13.1. Исходные данные

- $m_{\text{эк}} = 270 \text{ кг};$
- $m_{\text{ц.н}} = 4000 \text{ кг};$
- $V_{\text{max}} = 250 \text{ км/ч};$
- $L_{\text{max}} = 365 \text{ км};$
- $H_{\text{cm}} = 700 \text{ м};$
- $H_{\text{дин}} = 4500 \text{ м};$
- массовая категория аппарата — вертолет средней массовой категории;
- критерий оценки эффективности вертолета — минимум взлетной массы  $m_0 \text{ min};$
- номенклатура и габариты транспортируемой целевой нагрузки.

#### 3.13.2. Выбор параметров

1. Нулевое приближение взлетной массы:

$$m_0^0 = \frac{m_{\text{ц.н}} + m_{\text{эк}}}{m_{\text{п.н}} - m_T} ; \quad \bar{m}_{\text{п.н}} = 1 - \bar{m}_{\text{пуст}} = 1 - 0,6158 = 0,3842 ;$$

$$\bar{m}_T = \bar{q}_T \cdot L + 0,33 \cdot \bar{Q}_V = 0,22 \cdot 10^{-3} \cdot 365 + 0,057 \cdot 0,33 = 0,0991 ,$$

$$\text{где } \bar{q}_T^{(1)} = 0,22 \cdot 10^{-3} \dots 0,24 \cdot 10^{-3}, \quad \bar{q}_T = 0,22 \cdot 10^{-3} ;$$

$$\bar{Q}_V^{(1)} = 0,057 \dots 0,059, \quad \bar{Q}_V = 0,057 ;$$

$$m_0^0 = \frac{4000 + 270}{0,3842 - 0,0991} = 14977 \text{ кг} .$$

Коэффициент массовой отдачи по полной нагрузке  $\bar{m}_{\text{п.н}} = 0,384$  принят по вертолету-прототипу (подразд. 3.11.6).

2. Для лопастей НВ проектируемого вертолета взят профиль серии NACA-230M при  $C_y = 0,67$   $M_{kp} = 0,72$  и при  $C_{y\text{ наив}} = 0,6$   $M_{kp} = 0,64$  (подразд. 3.3).

3. Определение окружной скорости  $\omega R = 214$  м/с с учетом исходных данных по  $V_{max}$  приведено в подразд. 3.4.

4. Коэффициент заполнения НВ вычисляется по алгоритму подразд. 3.5. С учетом приведенного в подразд. 3.5 замечания для сверхлегких вертолетов (с небольшой ошибкой в запас надежности расчетов) принято  $\sigma_{np}^{2)} = 1,03 \sigma_{min}^{\text{доп}}$ .

5. Массы оборудования определяют по зависимости (3.87). В первом приближении принимается взлетная масса нулевого приближения  $m_0^0$ , во втором — первого ( $m_0'$ ) и т.д. Результаты вычислений приведены в табл. 3.18.

6. Выбор параметров, относительных масс, коэффициентов, необходимого и достаточного условий принятого критерия оценки эффективности осуществляется для каждого приближения и значения варьирования удельной нагрузки  $p$ . Результаты вычислений заносят в табл. 3.18. Зависимость взлетной массы от удельной нагрузки приведена на рис. 3.37.

В табл. 3.18 приняты следующие обозначения:

1. 1) — диапазон изменения коэффициентов;

2. 2) — принято ("пр");

3. 3) — при варьировании удельной нагрузки  $p$  среднее удлинение лопасти принято  $\lambda_{cp} = \frac{R}{b_{0,7}} = \frac{R}{0,055 \cdot R} = 18,182 = \text{const}$ ;

4. 4) — температура ("t");

5. 5) — число приближений при вычислениях ("I", "II" и т.д.);

6. Так как  $z = \text{var}$ , то и  $K_z = \text{var}$ . В расчетах принято:

для  $z \leq 4$   $K_z = 1$ ;

для  $z > 4$   $K_z = 1 + 0,05(z - 4)$ ;

$K_{zp.e}$  принято  $\Phi$   $K_{zp.e} = 1,0$ .

7. В пп. 22-25 принято  $\xi = 0,872$ , как для наиболее продолжительного по времени полета режима (крейсерского).

Таблица 3.18

| Номера<br>п/п | Формулы для вычисления параметров,<br>относительных масс, коэффициентов при<br>$\omega R = 214 \text{ м/c}$   | Размер-<br>ность | Число-<br>прибли-<br>женный | Удельная нагрузка $p, \text{ Н/м}^2$                      |        |        |        |
|---------------|---|------------------|-----------------------------|---|--------|--------|--------|
|               |   |                  |                             | 200   |        | 250    | 300    |
|               |   |                  |                             | Значения параметров, относительных масс,<br>коэффициентов |        |        |        |
| 1             | $\sigma_{V_{max}} = \frac{C_{T0V_{max}}}{(C_T / \sigma)_{V_{max}}^{\text{дел}}}; C_{T0V_{max}} = \frac{1,63p}{(\omega R)^2},$<br>$(C_T / \sigma)_{V_{max}}^{\text{дел}} = 0,297 - 0,36\bar{V}_{max} = 0,1802,$<br>$\bar{V}_{max} = \frac{V_{max}}{3,6\omega R} = 0,32451$   | —                | $\sigma_{V_{max}}$          | 0,0395  | 0,0494 | 0,0593 | 0,0691 |
|               | $\sigma_{H_{min}} = \frac{C_{T_{Hmin}}}{(C_T / \sigma)_{H_{min}}^{\text{дел}}}; C_{T_{Hmin}} = \frac{1,63p}{(\omega R)^2 \Delta_{Hmin}},$<br>$(C_T / \sigma)_{H_{min}}^{\text{дел}} = 0,297 - 0,36\bar{V}_{Hmin}^{2k} = 0,216,$<br>$\bar{V}_{Hmin}^{2k} = 0,2 \dots 0,25; \quad \bar{V}_{Hmin}^{2k} = 0,225;$<br>$\Delta_{Hmin} = 0,634316$ | —                | $\sigma_{H_{min}}$          | 0,0520  | 0,0649 | 0,0779 | 0,0909 |
|               | $\sigma_{min} = \max\{\sigma_{V_{max}}, \sigma_{H_{min}}\}$   | —                | $\sigma_{min}$              | 0,0520  | 0,0649 | 0,0779 | 0,0909 |
|               | $\sigma_{np}^{(2)} = 1,03\sigma_{min}^{\text{дел}}$   | —                | $\sigma_{np}$               | 0,0536  | 0,0668 | 0,0802 | 0,0936 |
| 2             | $m_0^0 = 14977 \text{ кг};$<br>$R = \sqrt{\frac{m_0g}{\pi p}}; m_0' = 11503,5 \text{ кг};$<br>$m_0'' = 11510,4 \text{ кг}$  | M                | $R^{0,5}$                   | 15,29   | 13,68  | 12,49  | 11,56  |
|               |   | M                | $R^{1,5}$                   | 13,40   | 11,99  | 10,94  | 10,13  |
|               |   | M                | $R^{1,6}$                   | 13,41   | 11,99  | 10,95  | 10,13  |

Продолжение табл. 3.18

| Номера<br>п/п | Формулы для вычисления параметров,<br>относительных масс, коэффициентов при<br>$R$<br>$R = 214 \text{ мс}$   | Размер-<br>ность | Число<br>прибли-<br>жений   | Удельная нагрузка $\rho$ , $\text{Н/м}^2$ |         |         |         |         |
|---------------|--|------------------|---|---|---------|---------|---------|---------|
|               |  |                  |   | 200                                       | 250     | 300     | 350     | 400     |
| 3             | $z = \pi \cdot \lambda_{cp}^{3j} \cdot \sigma = \pi \cdot \frac{R}{b_{0,7}} \cdot \sigma \equiv \pi \cdot \frac{R}{0,055R} \cdot \sigma$ ,<br>$z \equiv 57,1 \cdot \sigma$ , $\lambda_{cp} = 18,182$ | шт               | $\overline{z}'$ ,<br>$\overline{z}''$ ,<br>$\overline{z}''$                       | 3,06                                      | 3,81    | 4,58    | 5,34    | 6,11    |
| 4             | $\overline{m}_\Phi = K_\Phi \cdot S_\Phi^{0,88} / m_0^{0,75}$ ; $K_\Phi = 2,3 \text{ кг}^{0,75} / M^{1,78}$ ;<br>$S_\Phi \approx 105 M^2$  | —                | $\overline{m}_\Phi^0$ ,<br>$\overline{m}_\Phi^I$ ,<br>$\overline{m}_\Phi^{II}$    | 0,102                                     | 0,102   | 0,102   | 0,102   | 0,102   |
| 5             | $\overline{m}_w = K_w$   | —                | $\overline{m}_w^0$ ,<br>$\overline{m}_w^I$ ,<br>$\overline{m}_w^{II}$             | 0,02                                      | 0,02    | 0,02    | 0,02    | 0,02    |
| 6             | $\overline{m}_{e,o} = K_{e,o} \cdot \frac{\bar{S}_{e,o}}{\rho}$ ; $K_{e,o} = 131,4 \text{ кг} / M \cdot C^2$ ;<br>$\bar{S}_{e,o} = 0,0056$   | —                | $\overline{m}_{e,o}^0$ ,<br>$\overline{m}_{e,o}^I$ ,<br>$\overline{m}_{e,o}^{II}$ | 0,00368                                   | 0,00294 | 0,00245 | 0,00210 | 0,00184 |
| 7             | $\overline{m}_{p,y} = K_{p,y} \cdot \frac{R}{m_0}$ ; $K_{p,y}^{(1)} = 18 \dots 25 \text{ кг} / M$ ,<br>$K_{p,y} = 19 \text{ кг} / M$   | —                | $\overline{m}_{p,y}^0$ ,<br>$\overline{m}_{p,y}^I$ ,<br>$\overline{m}_{p,y}^{II}$ | 0,0194                                    | 0,01735 | 0,01584 | 0,01467 | 0,01371 |

Продолжение табл. 3.18

| Номера<br>пп | Формулы для вычисления параметров,<br>относительных масс, коэффициентов при<br>$\Phi R = 214 \text{ мс}$  | Размер-<br>ность  | Число<br>прибли-<br>жений                             | Удельная нагрузка $\rho, \text{Н/м}^2$                         |   |   |   |        |
|--------------|---|---|---|--|---|---|---|--------|
|              |   |   |   | Значения параметров, относительных масс,<br>коэффициентов      |   |   |   |        |
|              |   |   |   | 200  | 250   | 300   | 400   |        |
| 8            | $\bar{m}_{\sigma,y} = a_{\sigma,y} \cdot K_{\sigma,y} \cdot \sigma^2 / 2\rho; a_{\sigma,y} = 30,8R \text{ м}^2 / C^2$ ,<br>$K_{\sigma,y} = 13,2 \text{ кг} / \text{м}^3$  | -   | $\bar{m}_{\sigma,y}^0$                                | 0,02918  | 0,02606   | 0,02377   | 0,02203   |        |
| 9            | $\bar{m}_{nn}(\rho) = \bar{m}_{\phi}(\rho) + \bar{m}_w(\rho) + \bar{m}_{\sigma,o}(\rho) +$<br>$+ \bar{m}_{p,y}(\rho) + \bar{m}_{\sigma,y}(\rho)$  | -   | $\bar{m}_{\sigma,y}^I$                                | 0,02557  | 0,02284   | 0,02082   | 0,01931   |        |
| 10           | $\tilde{N}_{\text{норм}} = \frac{1}{\bar{N}_{\text{ном}} \cdot \bar{N}_{\text{норм}} + \bar{N}_{\text{экв}} \cdot \zeta_{\text{экв}}} x$<br>$x \left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \Phi \sqrt{1 + 7,08 \cdot 10^{-3} (V_{\text{дин}}^{\text{экв}})^3} \right\}^+$<br>$+ 1,82 \cdot \frac{\rho}{V_{\text{дин}}^{\text{экв}} \cdot \Delta_{\text{дин}}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_s \cdot$<br>$\cdot (V_{\text{дин}}^{\text{экв}})^2 \cdot \Delta_{\text{дин}} \right\};$<br>$\bar{S}_s = \frac{\chi (\Sigma C_x S)}{m_0 g} = \frac{0,018 m_0^{0,5646}}{m_0^{0,4354} g} = \frac{0,018}{m_0^{0,4354} g}$ | $\tilde{N}_{\text{норм}}^0$<br>$\tilde{N}_{\text{норм}}^I$<br>$\tilde{N}_{\text{норм}}^H$<br>$- \bar{N}_{\nu_{\text{экв}}}^0$<br>$- \bar{N}_{\nu_{\text{экв}}}^I$<br>$- \bar{N}_{\nu_{\text{экв}}}^H$ | 16,63<br>16,79<br>16,79<br>1,0134<br>1,0130<br>1,0130 | 18,64<br>20,39<br>20,39<br>1,0164<br>1,0145<br>1,0145          | 20,39<br>22,07<br>22,07<br>1,0177<br>1,0159<br>1,0159 | 21,84<br>23,69<br>23,69<br>1,0172<br>1,0172<br>1,0172 | 23,43<br>23,69<br>23,69<br>1,0189<br>1,0184<br>1,0184 |        |
|              |   | $\text{км/ч}$   | $V_{\text{дин}}^{\text{экв}}$<br>$V_{\text{дин}}$     | $V_{\text{дин}}^0$<br>$V_{\text{дин}}^I$<br>$V_{\text{дин}}^H$ | 156,05  | 165   | 172,69  | 179,48 |
|              |   |   |   |  |   |   |   | 185,57 |

Продолжение табл. 3.18

| Номера<br>пп | Формулы для вычисления параметров,<br>относительных масс, коэффициентов при<br>$\omega R = 214 \text{ м/с}$   | Размер-<br>ность | Число<br>прибли-<br>жений   | Удельная нагрузка $P, \text{Н/м}^2$ |        |        |        |
|--------------|---|------------------|---|-------------------------------------|--------|--------|--------|
|              |   |                  |   | 200                                 | 250    | 300    | 350    |
| 10           | $\chi = 1; \Sigma C_x S = 0,018 V_0^{0,546} \text{ м}^2;$<br>$\bar{S}_x^0 = 0,279 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 / H;$<br>$\bar{S}_x^1 = 0,313 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 / H;$<br>$\bar{S}_x^2 = 0,313 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 / H;$<br>$\bar{N}_{\text{ном}} = 0,9; \xi_{V_{0x}} = 0,865; \Delta_{\delta_{0H}} = 0,634316;$<br>$\bar{N}_{\text{ном}} = 1 - 0,0695 H_{\delta_{0H}} = 0,68725;$<br>$\bar{N}_{V_{0x}} = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} (V_{\delta_{0H}}^{0x})^2;$<br>$V_{\delta_{0H}}^{0x} = 164 \sqrt{(R + 11,6 \cdot 10^4 \bar{S}_x \cdot \Delta_{\delta_{0H}}) \Delta_{\delta_{0H}}}$                      | км/ч             | $V_{\delta_{0H}}^{0x}$  | 153,80                              | 162,63 | 170,21 | 176,90 |
| 11           | $\tilde{N}_{\text{пр.эл0}} = \frac{N_{\text{пр.эл0}}}{0,865 \cdot \bar{N}_{V_{0x}}} \cdot \frac{\eta_{0e}}{\eta_{0e} - 1} = \frac{1,156}{\bar{N}_{V_{0x}}} \cdot \frac{\eta_{0e}}{\eta_{0e} - 1} \chi$<br>$\times \left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot \omega \left[ 1 + 7,08 \cdot 10^{-3} (V_{\delta_{0H}}^{0x})^2 \right] + \right.$<br>$+ 1,82 \cdot \frac{P}{V_0^{0x}} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_x \cdot (V_0^{0x})^2 \Big\};$<br>$\bar{S}_x^0 = 0,279 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 / H;$<br>$\bar{S}_x^1 = 0,313 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 / H;$<br>$\bar{S}_x^2 = 0,313 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2 / H$ | км/ч             | $V_{\delta_{0H}}^{0x}$<br>$\bar{N}_{\text{пр.эл0}}$<br>$\bar{N}_{V_{0x}}$<br>$V_0^{0x}$<br>$V_0^{0x}$ | 153,80                              | 162,63 | 170,21 | 176,90 |

Продолжение табл. 3.18

| Номера<br>п/п | Формулы для вычисления параметров,<br>относительных масс, коэффициентов при<br>$\omega$ и $R = 214 \text{ м/c}$   | Размер-<br>ность | Число<br>прибли-<br>жений | Удельная нагрузка $\rho, \text{Н/м}^2$ |        |        |        |
|---------------|---|------------------|---------------------------|--|--------|--------|--------|
|               |   |                  |                           | 200                                    | 250    | 300    | 400    |
| 11            | $V_0^{3K} = 1644 \sqrt{\frac{1,09 \cdot P}{(R + 11,6) \cdot 10^6 \cdot S_3}}$   | км/ч             | $V_0^{3K}$                | 128,57                                 | 135,95 | 142,29 | 147,88 |
| 12            | $\tilde{N}_{V_{max}0} = \frac{1}{\bar{N}_{HV_{max}} \cdot \bar{N}_{V_{max}} \cdot \xi_{V_{max}}}$ $\left\{ 16,4 \cdot 10^{-3} \cdot (R + 7,08 \cdot 10^{-8} V_{max}^3) + \right.$ $\left. + 1,67 \cdot \frac{P l_3}{V_{max}^2} + 13,2 \cdot 10^{-3} \cdot \bar{S}_3 \times V_{max}^3 \right\}$ $l_3 = 1,02 + 0,0004 V_{max} = 1,12;$ $\bar{N}_{HV_{max}} = 1 - 0,0695 H_{V_{max}} = 0,96525;$ $V_{max} \text{ в } \text{км/ч}; \quad H_{V_{max}} = 0,5 \text{ км};$ $\bar{N}_{V_{max}} = 1 + 5,5 \cdot 10^{-7} \cdot V_{max}^2 = 1,0344; \quad \xi = 0,875$ | Вт/Н             | $\tilde{N}'_{V_{max}0}$   | 16,76                                  | 17,19  | 17,62  | 18,02  |
| 13            | $\tilde{N}_{H_{cm}0} = \frac{\tilde{N}_{H_{cm}}}{\bar{N}_{H_{cm}}} = \frac{0,6385 \cdot \bar{T}^{3/2} \cdot \sqrt{\rho}}{\bar{N}_{H_{cm}} \cdot \xi \cdot \eta_0 \sqrt{\Delta_{H_{cm}}}}, \quad \xi = 0,9;$ $\eta_0 = 0,7; \quad \bar{T} \cong 1,04; \quad \Delta_{H_{cm}} = 0,934514;$ $\bar{N}_{H_{cm}} = 1 - 0,0695 H_{cm} = 0,95135$  | Вт/Н             | $\tilde{N}''_{H_{cm}0}$   | 16,53                                  | 18,48  | 20,24  | 21,87  |
|               |   |                  | $\tilde{N}'''_{H_{cm}0}$  | 16,53                                  | 18,48  | 20,24  | 21,87  |
|               |   |                  |                           |  |        |        | 23,38  |

Продолжение табл. 3.18

| Номер<br>пп | Формулы для вычисления параметров,<br>относительных масс, коэффициентов при<br>$\dot{R} = 214 \text{ мс}$   | Размер-<br>ность | Число<br>прибли-<br>жений | Удельная нагрузка $P, \text{Нм}^2$ |        |        |        |
|-------------|---|------------------|---------------------------|------------------------------------|--------|--------|--------|
|             |   |                  |                           | 200                                | 250    | 300    | 350    |
| 14          | $\tilde{N}_{0\max} = \max\{\tilde{N}_{H_{\max}}, \tilde{N}_{\text{пр.вал}}, \tilde{N}_{V_{\max}}, \tilde{N}_{H_{\text{ст.0}}}\}$  | $B_T/H$          | $\tilde{N}_{0\max}^0$     | 17,58                              | 19,29  | 20,92  | 22,48  |
|             |   |                  | $\tilde{N}_{0\max}^I$     | 17,75                              | 19,50  | 21,16  | 22,75  |
|             |   |                  | $\tilde{N}_{0\max}^{II}$  | 17,75                              | 19,50  | 21,16  | 22,75  |
| 15          | $\bar{m}_T = 1,07 \frac{C_{\text{е.кп}} L}{V_{\max}} \cdot \tilde{N}_{0\max} \cdot g;$<br>$C_{\text{е.кп}} = C_{\text{е.вал}} \cdot \bar{C}_{\text{е.Н}} \cdot \bar{C}_{\text{е.В}} \cdot \bar{C}_{\text{е.1}} \cdot \bar{C}_{\text{е.Н}};$<br>$\bar{C}_{\text{е.Н}} = 0,995; \quad \bar{C}_{\text{е.В}} = 1 - 3 \cdot 10^{-7} \cdot V_{\text{кп}}^2 = 0,98613;$<br>$V_{\text{кп}} \approx 0,86 \cdot V_{\max}; \quad \bar{C}_{\text{е.1}}^{(2)} = 1,0; \quad \bar{C}_{\text{е.Н}} = 1,075;$<br>$K_{\text{е.кп}} = \frac{K_T}{k_B T \cdot \chi}$<br>$C_{\text{е.вал}} = \frac{(K_{\text{е.вал}} \cdot m_0 \cdot g)^{0,1}}{(\tilde{N}_{0\max} \cdot m_0 \cdot g)^{0,1}}$<br>$K_{\text{е.кп}}^{(1)} = 0,64 \dots 0,71 \frac{K_T}{k_B T \cdot \chi^{0,9}} \cdot \chi$<br>$K_{\text{е.кп}} = 0,69 \frac{K_T}{k_B T \cdot \chi}$ | —                | $\bar{m}_T^0$             | 0,0894                             | 0,0972 | 0,1045 | 0,1115 |
|             |   |                  | $\bar{m}_T^I$             | 0,0926                             | 0,1007 | 0,1084 | 0,1157 |
|             |   |                  | $\bar{m}_T^{II}$          | 0,0926                             | 0,1007 | 0,1084 | 0,1157 |
|             |   |                  | $C_{\text{е.кп}}^0$       | 0,3317                             | 0,3287 | 0,3260 | 0,3237 |
|             |   |                  | $C_{\text{е.кп}}'$        | 0,3403                             | 0,3371 | 0,3344 | 0,3319 |
|             |   |                  | $C_{\text{е.кп}}^{II}$    | 0,3403                             | 0,3371 | 0,3344 | 0,3319 |
|             |   |                  | $C_{\text{е.вал}}^0$      | 0,3145                             | 0,3116 | 0,3091 | 0,3069 |
|             |   |                  | $C_{\text{е.вал}}'$       | 0,3226                             | 0,3196 | 0,3170 | 0,3147 |
|             |   |                  | $C_{\text{е.вал}}^{II}$   | 0,3226                             | 0,3196 | 0,3170 | 0,3147 |

Продолжение табл. 3.18

| Номера<br>п/п | Формулы для вычисления параметров,<br>относительных масс, коэффициентов при<br>$\omega R = 214 \text{ м/с}$   | Размер-<br>ность  | Число<br>прибли-<br>жений            | Удельная нагрузка $\rho, \text{ Н/м}^2$ |                                      |                                      |     |
|---------------|---|---|--------------------------------------|---|--------------------------------------|--------------------------------------|-----|
|               |   |   |                                      | 200                                     | 250                                  | 300                                  | 350 |
| 16            | $\bar{m}_{\text{де},c} = (\gamma_{\text{де}} + K_c) \cdot \tilde{N}_{\text{емax}} \cdot g + K_{m,c} \cdot \bar{m}_T + \bar{m}_{e,y};$<br>$\gamma_{\text{де}}^{(1)} = 0,13...0,18 \frac{\text{кг}}{\text{кВт}}; \quad \gamma_{\text{де}} = 0,16 \frac{\text{кг}}{\text{кВт}};$<br>$K_c^{(1)} = 0,04...0,05 \frac{\text{кг}}{\text{кВт}}; \quad K_c = 0,04 \frac{\text{кг}}{\text{кВт}};$<br>$K_{m,c}^{(1)} = 0,06...0,07; \quad K_{m,c} = 0,06;$<br>$\bar{m}_{e,x,y}^{(1)} = 0,005...0,008; \quad \bar{m}_{e,x,y} = 0,006$ | $\bar{m}_{\text{де},c}^0$<br>—<br>$\bar{m}_{\text{де},c}^I$<br>$\bar{m}_{\text{де},c}^{II}$ | 0,0459<br>0,0503<br>0,0540<br>0,0503 | 0,0497<br>0,0533<br>0,0540<br>0,0540    | 0,0568<br>0,0568<br>0,0576<br>0,0576 | 0,0602<br>0,0610<br>0,0610<br>0,0610 |     |
| 17            | $\bar{m}_{\Sigma,n} = a_n \cdot K_n \frac{\sigma}{\lambda \cdot 0,7 \cdot p}; \quad a_n = 23,62 \cdot R^{0,7} \cdot M^{1,7} / C^2;$<br>$K_n^{(1)} = 12,6...13,8 \frac{\text{кг}}{\text{м}^{2,7}};$<br>$K_n \approx 13,8 \frac{\text{кг}}{\text{м}^{2,7}}; \quad \lambda_{\text{сп}} \approx z/\pi\delta$  | —<br>—<br>$\bar{m}_{\Sigma,n}^I$<br>$\bar{m}_{\Sigma,n}^{II}$                               | 0,0774<br>0,0714<br>0,0651<br>0,0651 | 0,0670<br>0,0635<br>0,0579<br>0,0579    | 0,0606<br>0,0606<br>0,0553<br>0,0553 |                                      |     |
| 18            | $\bar{m}_{\text{ем}} = a_{\text{ем}} \cdot 10^{-5} \cdot K_{\text{ем}} \cdot K_z \cdot z \cdot \bar{m}_n^{1,35} \cdot (\omega R)^{2,7} \cdot p^{0,35};$<br>$a_{\text{ем}} = 2,34 / R^{0,65} \frac{C^{0,7}}{M}; \quad K_{\text{ем}} = 0,0527 \frac{\text{кг}}{\text{м}^{1,35}};$<br>$K_z = 1 + 0,05(z - 4); \quad \bar{m}_n = \bar{m}_{\Sigma,n} / z$  | $\bar{m}_{\text{ем}}^0$<br>—<br>$\bar{m}_{\text{ем}}^I$<br>$\bar{m}_{\text{ем}}^{II}$       | 0,0560<br>0,0651<br>0,0539<br>0,0539 | 0,0541<br>0,0520<br>0,0521<br>0,0521    | 0,0549<br>0,0529<br>0,0529<br>0,0529 | 0,0558<br>0,0537<br>0,0537<br>0,0537 |     |

Продолжение табл. 3.18

| Номера п/п | Формулы для вычисления параметров, относительных масс, коэффициентов при $\omega R = 2,14 \text{ м/с}$  | Размерность | Число приближенный            | Удельная нагрузка $\rho, \text{Н/м}^2$ |        |        |        |
|------------|---|-------------|-------------------------------|--|--------|--------|--------|
|            |   |             |                               | 200                                    | 250    | 300    | 350    |
| 19         | $\bar{m}_{\Sigma, n, p, e} = \frac{\sigma_{p, e}}{\sigma} \cdot \left( \frac{\lambda}{\lambda_{p, e}} \right)^{0,7} \cdot \left( \frac{R_{p, e}}{R} \right)^{2,7} \bar{m}_{\Sigma, n};$<br>$\sigma_{p, e}^{(1)} = (1,7...2,3)\sigma; \sigma_{p, e} \approx 2\sigma;$<br>$\frac{\lambda}{\lambda_{p, e}} = \frac{2z}{z_{p, e}}; z_{p, e} = \frac{2}{3}z;$<br>$R_{p, e}^{(1)} = (0,16...0,25)R; R_{p, e} \equiv 0,185R$ | —           | $\bar{m}_{\Sigma, n, p, e}^0$ | 0,0035                                 | 0,0032 | 0,0030 | 0,0029 |
| 20         | $\bar{m}_{em, p, e} = \frac{K_{zp, e}}{K_2} \cdot \frac{z_{p, e}}{z} \cdot \left( \frac{(\omega R)_{p, e}}{\omega R} \right)^{2,7} \cdot \left( \frac{R}{R_{p, e}} \right)^{0,65} x$<br>$x \left( \frac{\bar{m}_{zp, p, e}}{\bar{m}_n} \right)^{1,35} \cdot \bar{m}_{zp, p, e};$<br>$(\omega R)_{p, e} \equiv \omega R; K_{zp, e} = 1; \bar{m}_{n, p, e} = \bar{m}_{\Sigma, n, p, e} / z_{p, e}$                      | —           | $\bar{m}_{em, p, e}^0$        | 0,0030                                 | 0,0029 | 0,0028 | 0,0027 |
| 21         | $\bar{m}_e = \bar{m}_{\Sigma, n} + \bar{m}_{em} + \bar{m}_{\Sigma, l, p, e} + \bar{m}_{em, p, e}$   | —           | $\bar{m}_e^0$                 | 0,1399                                 | 0,1316 | 0,127  | 0,124  |
|            |   | —           | $\bar{m}_e^I$                 | 0,1306                                 | 0,1229 | 0,1187 | 0,1116 |
|            |   | —           | $\bar{m}_e^{II}$              | 0,1306                                 | 0,1229 | 0,1187 | 0,1116 |

Продолжение табл. 3.18

| Номера п/п | Формулы для вычисления параметров, относительных масс, коэффициентов при $R = 214 \text{ м/c}$   | Размерность | Число приближений         | Удельная нагрузка $\rho, \text{Н/м}^2$ |         |         |         |
|------------|--|-------------|---------------------------|--|---------|---------|---------|
|            |  |             |                           | 200                                    | 250     | 300     | 350     |
| 22         | $\bar{m}_{\omega,p} = \partial_{\omega,p} \cdot K_{\omega,p} \cdot \xi^{0.8} \left( \frac{\tilde{N}_{0,\max}}{\omega R} \right)^{0.8} \cdot \frac{1}{\rho^{0.2}}$ ;    | —           | $\bar{m}_{\omega,p}^0$    | 0,07306                                | 0,07198 | 0,07140 | 0,07110 |
|            | $\partial_{\omega,p} = 7,8 R^{0.4} M^{1.7} / C^2$ ;  | —           | $\bar{m}_{\omega,p}^I$    | 0,06983                                | 0,06887 | 0,06834 | 0,06809 |
|            | $K_{\omega,p} = 0,0748 \text{ кг}/(\text{Н} \cdot \text{м})^{0.8}$ ; $\xi = 0,872$   | —           | $\bar{m}_{\omega,p}^{II}$ | 0,06986                                | 0,06887 | 0,06836 | 0,06809 |
| 23         | $\bar{m}_{n,p} = \partial_{n,p} \cdot K_{n,p} \cdot \left( \frac{\tilde{N}_{0,\max}}{\omega m s} \right)^{0.8} \cdot \frac{1}{\rho^{0.2}}$ ;                           | —           | $\bar{m}_{n,p}^0$         | 0,00239                                | 0,00258 | 0,00275 | 0,00291 |
|            | $\partial_{n,p} = 7,8 / R^{0.4} M^{0.6} / C^2$ ;   | —           | $\bar{m}_{n,p}^I$         | 0,00254                                | 0,00274 | 0,00293 | 0,00310 |
|            | $K_{n,p} = 0,137 \text{ кг}/(\text{Н} \cdot \text{м})^{0.8}$ ;   | —           | $\bar{m}_{n,p}^{II}$      | 0,00254                                | 0,00274 | 0,00293 | 0,00310 |
|            | $\xi = 0,872$ ; $\omega_{m.s} \equiv 314 \text{ c}^{-1}$   | —           |                           |  |         |         |         |
| 24         | $\bar{m}_{x,p} = \partial_{x,p} \cdot K_{x,p} \cdot (1-\xi)^{0.8} \left( \frac{\tilde{N}_{0,\max} \cdot R_{p,e}}{\omega R} \right)^{0.8} \cdot \frac{1}{\rho^{0.2}}$ ; | —           | $\bar{m}_{x,p}^0$         | 0,00573                                | 0,00564 | 0,00560 | 0,00558 |
|            | $\partial_{x,p} = 7,8 / R^{0.4} M^{0.8} / C^2$ ;   | —           | $\bar{m}_{x,p}^I$         | 0,00548                                | 0,00540 | 0,00536 | 0,00534 |
|            | $K_{x,p} = 0,105 \text{ кг}/(\text{Н} \cdot \text{м})^{0.8}$ ;   | —           | $\bar{m}_{x,p}^{II}$      | 0,00548                                | 0,00540 | 0,00536 | 0,00534 |
|            | $\xi = 0,872$  | —           |                           |  |         |         |         |

Продолжение табл. 3.18

| Номера п/п | Формулы для вычисления параметров, относительных масс, коэффициентов при $(\partial R = 214 \text{ м/c})$   | Размерность | Число приближений    | Удельная нагрузка $R, \text{Н/м}^2$ |         |         |         |
|------------|---|-------------|----------------------|-------------------------------------|---------|---------|---------|
|            |   |             |                      | 200                                 | 250     | 300     | 350     |
| 25         | $\bar{m}_{m,e} = a_{m,e} \cdot K_{m,e} \cdot L_{p,e} (1 - \xi)^{2/3} \left( \frac{\tilde{N}_{0,\max}}{a_{m,e}} \right)^{2/3} \cdot \frac{1}{p^{1/3}}$ ; $a_{m,e} = 6,7 / R^{2/3} \cdot M^{2/3} / c^2$ ; $K_{m,e} = 0,0318 \cdot \kappa \xi^{1/3} \cdot c^{1/3} / M^{2/3}$ ; $\xi = 0,872$ ; $(\partial m,e) \approx 314 \text{ c}^{-1}$ | —           | $\bar{m}_{m,e}^0$    | 0,00403                             | 0,00384 | 0,00370 | 0,00360 |
|            |   | —           | $\bar{m}_{m,e}^I$    | 0,00388                             | 0,00371 | 0,00358 | 0,00348 |
|            |   | —           | $\bar{m}_{m,e}^{II}$ | 0,00388                             | 0,00371 | 0,00358 | 0,00348 |
| 26         | $\bar{m}_{mp} = \bar{m}_{en,p} + \bar{m}_{en,r} + \bar{m}_{mp,e} + \bar{m}_{xp}$  | —           | $\bar{m}_{mp}^0$     | 0,0852                              | 0,0840  | 0,0835  | 0,0832  |
|            |   | —           | $\bar{m}_{mp}^I$     | 0,0817                              | 0,0807  | 0,0802  | 0,0800  |
|            |   | —           | $\bar{m}_{mp}^{II}$  | 0,0818                              | 0,0807  | 0,0802  | 0,0800  |
| 27         | $\bar{m}_{c,y} = \bar{m}_{de,c} + \bar{m}_{e} + \bar{m}_{mp}$   | —           | $\bar{m}_{c,y}^0$    | 0,271                               | 0,2653  | 0,2638  | 0,264   |
|            |   | —           | $\bar{m}_{c,y}^I$    | 0,2587                              | 0,2539  | 0,2529  | 0,2536  |
|            |   | —           | $\bar{m}_{c,y}^{II}$ | 0,2588                              | 0,2539  | 0,2529  | 0,2536  |
| 28         | $1 - (\bar{m}_{c,y} + \bar{m}_{nn} + \bar{m}_T)$  | —           | $\text{знач}^0$      | 0,4653                              | 0,4691  | 0,4676  | 0,4637  |
|            |   | —           | $\text{знач}^I$      | 0,4529                              | 0,4554  | 0,453   | 0,4482  |
|            |   | —           | $\text{знач}^{II}$   | 0,4529                              | 0,4554  | 0,453   | 0,4482  |

Окончание табл. 3.18

| Номера п/н | Формулы для вычисления параметров, относительных масс, коэффициентов при $(\delta R = 214 \text{ м/c})$   | Размер-ность | Число прибли-женний  | Удельная нагрузка $\rho$ , $\text{Н/м}^2$ |         |         |         |
|------------|---|--------------|----------------------|---|---------|---------|---------|
|            |   |              |                      | 200                                       | 250     | 300     | 350     |
| 29         | $m_{\alpha\delta} = K_{\text{прос}} \cdot L_{p,s} + K_{s,o} \cdot F_{\Sigma,n} + K_{\text{пр.о}\delta} (m_0)^{\rho,6};$<br>$K_{\text{прос}}^1 = 22...24 \text{ кг/м}; K_{\text{прос}} = 23 \text{ кг/м};$<br>$K_{\text{пр.о}\delta} = 2 \text{ кг}^{0,4}; K_{s,o}^1 = 5...6 \text{ кг/м}^2;$<br>$K_{s,o} = 5,5 \text{ кг/м}^2; F_{\Sigma,n} = 1,8\sigma R^2;$<br>$L_{p,s} = R + R_{p,s} + \delta = 1,185R + \delta; \delta = 0,2 \text{ м}$ | кг           | $m_{\alpha\delta}^0$ | 1185,54                                   | 1141,36 | 1109,03 | 1083,65 |
| 30         | $m_{u,n} + m_{s,n} + m_{o\delta}$   | кг           | $m_{\alpha\delta}'$  | 1011,52                                   | 972,88  | 944,22  | 922,20  |
|            |   | кг           | $m_{\alpha\delta}''$ | 1012,52                                   | 973,88  | 944,86  | 922,4   |
|            |   | кг           | $\text{числ}^0$      | 5455,54                                   | 5411,36 | 5379,03 | 5353,85 |
|            |   | кг           | $\text{числ}'$       | 5281,52                                   | 5242,88 | 5214,22 | 5192,20 |
|            |   | кг           | $\text{числ}''$      | 5282,13                                   | 5243,08 | 5214,86 | 5192,86 |
| 31         | $m_0 = \frac{m_{u,n} + m_{s,n} + m_{o\delta}}{1 - (\bar{m}_{c,y} + \bar{m}_{nn} + \bar{m}_T)}$ (рис 3.37)   | кг           | $m_0^0$              | 11724,8                                   | 11535,6 | 11503,5 | 11545,5 |
|            |   | кг           | $m_0'$               | 11661,6                                   | 11512,7 | 11510,4 | 11584,6 |
|            |   | кг           | $m_0''$              | 11662,9                                   | 11510,6 | 11511,8 | 11585   |
|            |   |              |                      |   |         |         | 11699,8 |

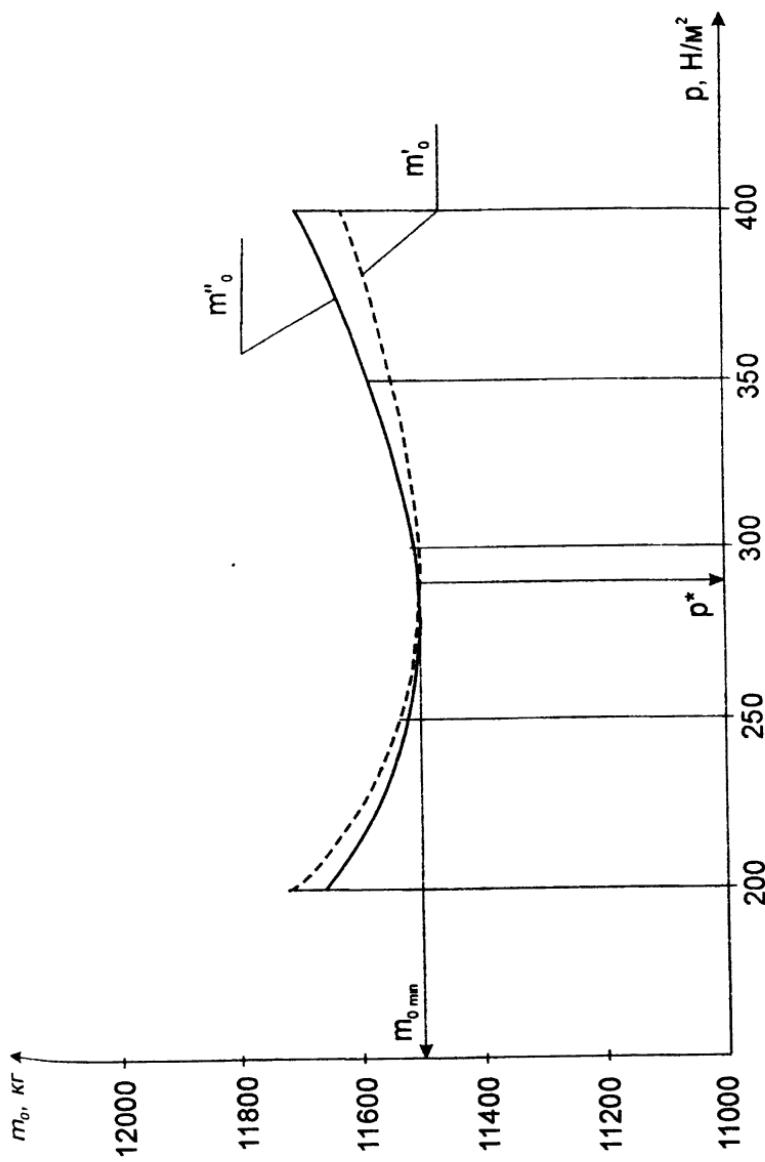


Рис. 3.37. Зависимость взлетной массы от удельной нагрузки

Значения принятых по  $m_0 \min$  параметров ( $m_0 = m_0 \min$  и  $p^*$ ), погрешность расчета  $m_0$  ( $\xi$ , %), число приближений при вычислениях и ограничение по  $p_{\min}^{\text{don}}$ , определяемое для  $R_{y \max}$ , приведены в табл.3.19

Таблица 3.19

| Показатели              | Обозначение     | Число приближений | Для критерия $m_0 \ min$ |
|-------------------------|-----------------|-------------------|--------------------------|
| $m_0$                   | кг              | I                 | 11503,5                  |
|                         |                 | II                | 11510,4                  |
| $p^*$                   | Нм <sup>2</sup> | I                 | 290                      |
|                         |                 | II                | 290                      |
| $\xi''$                 | %               | II                | 0,06                     |
| $R_{y \ max}$           | м               | II                | 31,73                    |
| $p_{\min}^{\text{don}}$ | Нм <sup>2</sup> | II                | 35,72                    |

Значения выбранных параметров и характеристик вертолета и его агрегатов приведены в табл. 3.20.

Таблица 3.20

| Номера п/п | Параметры и характеристики вертолета и его агрегатов  | Размерность | Критерий эффективности $m_0 \ min$ |
|------------|---|-------------|------------------------------------|
| 1          | Нормальная взлетная масса, в том числе:   | кг          | 41511,6                            |
| 2          | масса планера:<br>– фюзеляж (с хвостовой и килевой балками и вертикальным оперением),<br>– шасси,<br>– горизонтальное оперение,<br>– ручное управление,<br>– бустерное управление,  | кг          | 2145,9                             |
| 3          | масса силовой установки:<br>– двигатели,<br>– обслуживающие системы,<br>– лопасти НВ,<br>– втулка НВ,<br>– лопасти РВ,<br>– втулка РВ,<br>– главный редуктор,<br>– промежуточный редуктор,<br>– хвостовой редуктор,<br>– валы трансмиссии (хвостовой + концевой), | кг          | 2913,6                             |
| 4          | масса топлива,  | кг          | 376,5                              |
| 5          | диаметр НВ,   | м           | 237,3                              |
|            |   |             | 712,6                              |
|            |   |             | 599,8                              |
|            |   |             | 32,2                               |
|            |   |             | 31,1                               |
|            |   |             | 787,6                              |
|            |   |             | 33,4                               |
|            |   |             | 61,7                               |
|            |   |             | 41,4                               |
|            |   |             | 4230,6                             |
|            |   |             | 22,26                              |

Окончание табл. 3.20

| Номера п/п | Параметры и характеристики вертолета и его агрегатов | Размерность      | Критерий эффективности<br>$m_0 \text{ min}$ |
|------------|--|------------------|---|
| 6          | коэффициент заполнения НВ,                           | —                | ~0,0776                                     |
| 7          | число лопастей НВ,                                   | шт.              | 5   |
| 8          | окружная скорость НВ,                                | м/с              | ~214  |
| 9          | хорда лопасти НВ,                                    | м                | ~0,612                                      |
| 10         | удлинение лопасти НВ,                                | —                | ~18,19                                      |
| 11         | угловая скорость НВ,                                 | °/с              | ~19,23                                      |
| 12         | число оборотов НВ,                                   | об/мин           | ~183,6                                      |
| 13         | диаметр РВ,  | м                | ~4,12                                       |
| 14         | коэффициент заполнения РВ,                           | —                | ~0,1552                                     |
| 15         | число лопастей РВ,                                   | шт.              | 3   |
| 16         | окружная скорость РВ,                                | м/с              | ~214  |
| 17         | хорда лопасти РВ,                                    | м                | ~0,340                                      |
| 18         | удлинение лопасти РВ,                                | —                | ~6,06                                       |
| 19         | угловая скорость РВ,                                 | °/с              | ~103,9                                      |
| 20         | число оборотов РВ,                                   | об/мин           | ~1006,7                                     |
| 21         | масса оборудования,                                  | кг               | ~949,8                                      |
| 22         | масса ВСУ,   | кг               | ~69,1                                       |
| 23         | расчетная энерговооруженность,                       | кВт/Н            | ~0,0208                                     |
| 24         | двигатель,   | ТВД              | TB2-117АГ                                   |
| 25         | взлетная мощность двигателя (ориентировочно),        | кВт              | 2x1102                                      |
| 26         | удельная нагрузка                                    | Н/м <sup>2</sup> | 290   |
| 27         | массовая отдача по полной нагрузке                   | —                | ~0,478                                      |

Выбранные параметры вертолета и его агрегатов совместно с исходными данными обеспечивают дальнейшее проектирование вертолета и конструирование его агрегатов, в том числе формирование их конструктивно-силовых (КСС) и конструктивно-кинематических (ККС) схем.

### 3.14. Ограничения при проектировании вертолетов, особенности вертолетов разных схем

Как распределено производство вертолетов в странах мира по грузоподъемности и типам схем, видно из следующих данных [50]:

а) производство вертолетов в странах: США — 49%; Россия, Польша, Китай — 26,5%; Франция — 7,5%; Италия — 4,4%; Великобритания — 2,2%; Германия — 2%; Япония — 4,5%; другие страны — 3,9%;

б) производство вертолетов по типам схем:

|        |   |                           |
|--------|---|---------------------------|
| Россия | } | одновинтовая схема — 93%; |
| Польша |   |                           |
| Китай  |   |                           |

|                           |   |
|---------------------------|---|
| США<br>и другие<br>страны | одновинтовая схема — 92%;<br>продольная, соосная и<br>перекрещивающаяся схемы — 8%. |
|---------------------------|---|

### 3.14.1. Ограничения при проектировании вертолетов

Ограничения, приведенные ниже, характерны для современных условий проектирования [67]. Они изменяются с применением новых конструктивных решений, совершенных принципов проектирования и материалов с более высокими удельными характеристиками, а также с внедрением передовых технологических процессов и т.д.

Природа ограничений самая разнообразная. Они могут быть вызваны компоновочными, конструктивными, прочностными технологическими и другими соображениями. В любом случае ограничения следует учитывать при проектировании вертолета.

#### 1. Ограничения по средней удельной нагрузке на ометаемую площадь

**Вертолет одновинтовой схемы.** Вертолеты общего назначения должны работать в режиме висения вблизи земли. Удельная нагрузка, от которой зависит скорость отбрасываемого винтом потока, должна быть ограничена [67]:

- для вертолетов, используемых на спасательных и других работах, когда в ЛА, находящемся на режиме висения, поднимаются люди,  $p$  не может быть больше  $300\ldots350 \text{ Н/м}^2$ ;
- для кранов, применяемых в монтажных и других работах, при выполнении которых под вертолетом на режиме висения находится обученный и специально экипированный персонал, нагрузка  $p$  не должна превышать  $500\ldots600 \text{ Н/м}^2$ ;
- для транспортных вертолетов, не предназначенных для монтажных и других работ, при выполнении которых под вертолетом могут находиться люди,  $p \leq 700\ldots800 \text{ Н/м}^2$ .

Специфические требования к сельскохозяйственным вертолетам ограничивают нагрузку до  $220\ldots240 \text{ Н/м}^2$ . При больших  $p$  происходит обрыв листьев с деревьев и виноградников во время обработки их с высоты 5…10м, оптимальной с точки зрения агротехники [31].

Для вертолета с одним двигателем повышение безопасности полета при отказе двигателя требует возможности посадки вертолета на режиме авторотации с вертикальной скоростью  $V_{y,a} \approx 1,5\sqrt{p}$ , не превышающей максимально допустимую скорость снижения  $V_{y,dop} = 6\ldots8 \text{ м/с}$ .

Выполнение условия  $V_{y,a} \leq V_{y,\text{доп}}$  определяет допустимое значение удельной нагрузки  $p=200\ldots250 \text{ Н/м}^2$ .

Для вертолетов-кранов оптимальные удельные нагрузки зависят от вида выполняемой операции (транспортной или крановой), табл. 3.21 [31].

Таблица 3.21

| Грузо-<br>подъем-<br>ность,<br>т | Взлетная<br>масса, т<br>$L = 300\text{км},$<br>$H_{cm} = 2000\text{м}$ | Коэффици-<br>ент запол-<br>нения<br>$\sigma$ | Удельная нагрузка<br>$p, \text{Н/м}^2$ |                      | Масса груза<br>$m_{gr}, \text{т}$ |
|----------------------------------|--|--|--|----------------------|-----------------------------------|
|                                  |  |  | Транспортная<br>операция               | Крановая<br>операция |                                   |
| 4                                | 13,5..14   | 0,07   | 340..380                               | 380..420             | 5,5..6,0                          |
| 10                               | 34..34,5   | 0,1  | 460..500                               | 500                  | 13,5..14                          |
| 20                               | 72..72,5   | 0,12   | 600                                    | 600                  | 28..28,5                          |

**Примечание.** Под транспортной операцией понимается перевозка груза на внешней подвеске на некоторое расстояние. Доля времени, затраченного на взлет, закрепление груза и разгрузку, в этой операции небольшая по сравнению с временем перевозки.

Крановая операция совершается в непосредственной близости от места взлета. Вертолет при этом перемещается в основном в вертикальном направлении, а горизонтальные его перемещения незначительны. Время нахождения вертолета в режиме висения значительно превышает время его горизонтального полета.

Удельные нагрузки, реализованные в некоторых вертолетах, составляют (в  $\text{Н/м}^2$ ): Ми-1 — 149,3; Ми-2 — 209,3; Ми-4 — 202; Ми-8 — 310, Ми-6 — 302; Ми-24 — 459; Ми-26 — 600,7; Ми-28 — 427; Ми-34 — 157,4; Ми-38 — 398; Ка-62 — 411; AS-332 — 480; RAH-66 — 697; АН-64А — 382,3; SH-3Н — 325.

**Вертолет соосной схемы.** Стремление иметь небольшие размеры летательного аппарата всегда сопряжено с большой удельной нагрузкой.

Применительно к вертолетам, учитывая ограничения по габаритам несущей системы, последнюю компонуют по соосной схеме. Соосные вертолеты, особенно корабельного базирования, имеют наиболее высокую удельную нагрузку на ометаемую площадь эквивалентного винта.

Удельные нагрузки, реализованные в соосных вертолетах, составляют (в  $\text{Н/м}^2$ ): Ка-25 — 358; Ка-26 — 240; Ка-126, Ка-128 — 222; Ка-226 — 229; Ка-27, Ка-29 — 544; Ка-31 — 618; Ка-32А — 544; Ка-50 — 577; Ка-115 — 254.

Учитывая, что по соосной схеме построены вертолеты легкой и средней массовых категорий, в качестве ограничений удельной нагрузки приняты  $p=250 \text{ Н/м}^2$  и  $p=650 \text{ Н/м}^2$  соответственно.

**Вертолет продольной схемы.** У вертолетов продольной схемы с перекрытием винтов удельная нагрузка в зоне перекрытия приблизительно удваивается по сравнению со средней нагрузкой, отчего

скорость отбрасываемого потока в этом месте увеличивается примерно в  $\sqrt{2}$  раза по сравнению со средней индуктивной скоростью.

При ограниченных размерах зоны перекрытия допускают некоторое увеличение удельной нагрузки, полагая, что для транспортных вертолетов продольной схемы средняя удельная нагрузка на суммарную, ометаемую несущими винтами площадь не превышает  $450 \text{ Н}/\text{м}^2$ .

Удельные нагрузки, реализованные в вертолетах продольной схемы, составляют ( $\text{Н}/\text{м}^2$ ): CH-47A — 285; CH-47B — 345; CH-47C — 395; H-21 "Work Horse" — 79,4; Як-24 — 250; CH-46A — 245; PV-18 — 142,3.

## 2. Ограничение максимальной мощности, передаваемой парой конических шестерен

Современное редукторостроение освоило передачу конической парой максимальной мощности — около 3680 кВт. В ближайшей перспективе эта мощность может быть увеличена до 5900 кВт, что определит максимальную взлетную массу вертолетов в зависимости от их схемы.

При необходимости передачи большей мощности пока единственным решением представляется использование реактивного привода несущего винта [67].

## 3. Ограничения на коэффициенты тяги при срыве потока

Известно, что с ростом коэффициента тяги НВ уменьшается заполнение винта и он облегчается. Однако максимально допустимое значение коэффициента тяги ограничено срывом потока с лопастей. Приближение к срыву проявляется в росте переменных нагрузок в системе управления НВ, в других агрегатах вертолета, а также в увеличении его вибраций.

В результате многочисленных исследований были получены максимально допустимые значения коэффициента тяги  $(t_y)_{\text{доп}}$  (рис. 3.38) для вертолетов одновинтовой (сплошная линия) и продольной (пунктирная линия) схем и максимально допустимые границы  $(t_y)_0^{\text{max}}$  при  $(\omega R)_0 = 220 \text{ м}/\text{с}$  по заданному динамическому потолку  $H_{\text{дин}}$ .

Максимально допустимые скорости для вертолета продольной схемы "Чинук" не превышают установленные ограничения.

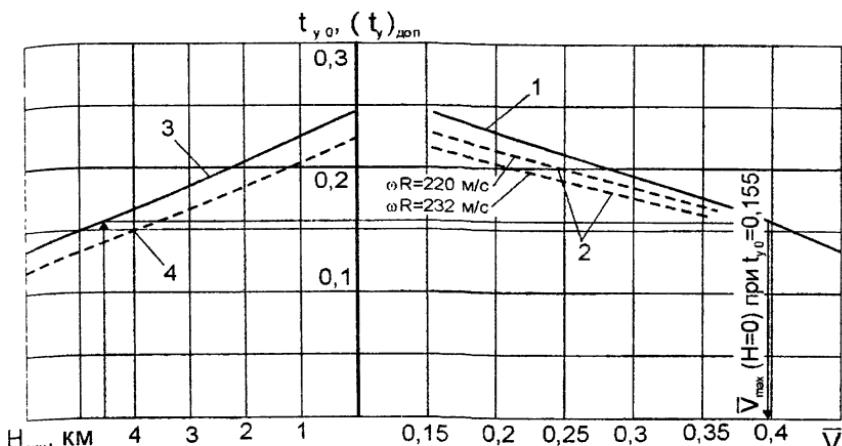


Рис.3.38. Максимально допустимые значения коэффициента тяги  $(t_y)_0$  по характеристике режима работы несущего винта  $\bar{V}$ , ограниченные по условию возрастания переменных нагрузок в системе управления в связи с приближением к срыву потока, и рекомендуемые значения  $t_{y0}$  в зависимости от заданного вертолету динамического потолка:

1 —  $(t_y)_0$  для вертолета одновинтовой схемы, 2 —  $(t_y)_0$  для вертолета продольной схемы; 3 —  $(t_{y0})_{max}$  для вертолета одновинтовой схемы при  $(\omega R)_0 = 220 \text{ м/с}$ ; 4 —  $(t_{y0})_{max}$  для вертолета продольной схемы при  $(\omega R)_0 = 220 \text{ м/с}$

#### 4. Ограничения по величине статического прогиба лопасти

Место статического прогиба и расположение втулки несущего винта над конструкцией вертолета показаны на рис. 3.24.

Поэтому в настоящем подразделе приводится только ограничение по статическому прогибу лопасти

$$(\bar{y}_R)_{don} = \frac{(y_R)_{don}}{R_y} \approx 0,12,$$

где  $(y_R)_{don}$  — абсолютная величина допустимого прогиба лопасти, м;  $R \leq R_y$ .

Отметим, что во многих случаях использовать НВ с радиусами  $R_x$  и  $R_y$  не удается из-за компоновочного ограничения по максимально допустимому прогибу конца лопасти ( $y_R$ ), не позволяющему увеличивать радиус выше значений  $R_y$ .

При проектировании вертолетов всех схем это ограничение обязательно должно учитываться. Приведенное условие часто оказывается определяющим при выборе радиуса НВ для вертолетов большой грузоподъемности.

### 5. Ограничения по перекрытию несущих винтов продольных вертолетов

Для уменьшения габаритов и массы планера полезно перекрытие несущих винтов. Но с ростом перекрытия уменьшается допустимый угол встречного движения лопастей, возникающий в результате их поворота вокруг вертикального шарнира (ВШ) и поворота винтов вокруг своих осей из-за крутильных деформаций синхронизирующей трансмиссии.

На рис.3.39 показана схема движения лопастей до их касания, на которой:  $a$  — перекрытие винтов ( $\bar{a} = a/R$ );  $\Delta\zeta_{\text{доп}}$  — минимально допустимые углы встречного движения лопастей по условию отсутствия схлестывания;  $\Delta\psi$  — азимутальный угол начального положения лопасти одного из винтов, отсчитываемый от линии, соединяющей оси винтов.

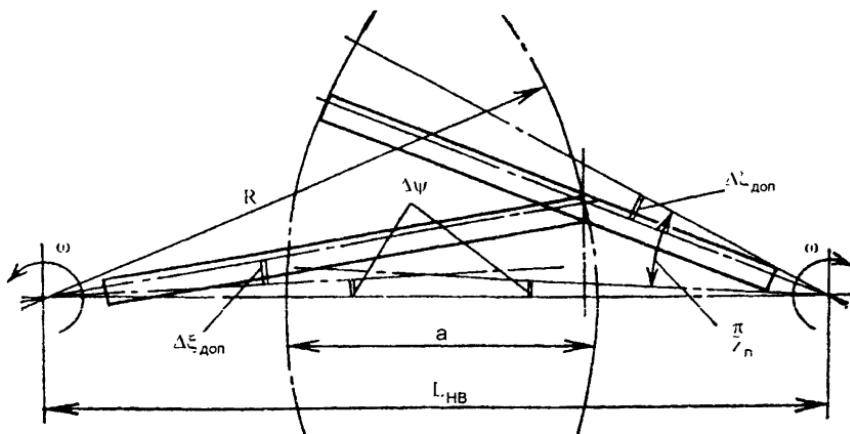


Рис. 3.39. Схема определения максимально допустимых углов отклонения лопастей в плоскости вращения по условию отсутствия схлестывания

Для уменьшения угла встречного движения лопастей необходимо максимально увеличивать крутильную жесткость синхронизирующей трансмиссии и расстояние от оси вращения до оси ВШ. При этом углы

встречного движения лопастей оказываются в пределах допустимых только при строго ограниченных значениях перекрытия.

Известно [67], что с увеличением числа лопастей несущих винтов с обычным порядком расположения шарниров втулок и частотой вращения валов синхронизирующей трансмиссии  $n_{вал} \leq 3000$  об/мин перекрытие винтов уменьшается: при  $z=3 \bar{a}=0,63$ , при  $z=4 \bar{a}=0,4$ , при  $z=5 \bar{a}=0,17$ . При  $z \geq 6$  перекрытие винтов следует считать недопустимым.

При этом имеется в виду, что для обеспечения безопасности полетов с приведенными перекрытиями требуется комплекс конструктивных решений, обеспечивающий необходимые запасы по схлестыванию: требуемое увеличение выноса вертикальных шарниров, создание очень жесткой системы трансмиссии, синхронизирующей вращение винтов, и ограничение диапазона и скорости перекладки при управлении дифференциальным общим шагом винтов.

Увеличение выноса ВШ требует применения втулки с расположением шарниров от оси вращения по схеме: горизонтальный–осевой–вертикальный. Согласно [51] вынос ВШ имеет смысл при значении в 8%, что совпадает с величиной, реализованной в вертолете "Чинук" (табл. 3.22).

В работе [53] показана сложность определения допустимого перекрытия несущих винтов продольных вертолетов. Поэтому в учебном процессе, используя статистические данные по реализованным перекрытиям НВ (табл. 3.22), последние можно допустить в диапазоне 64,0...68,0% при выносе ВШ на 8% с учетом рекомендаций по применению продольной схемы.

## 6. Ограничения, влияющие на выбор трансмиссии вертолета продольной схемы

Для вертолетов продольной схемы большой грузоподъемности предлагается рассматривать компоновку с двумя синхронизирующими валами. Это объясняется следующим. До мощности на одном НВ 5000 кВт, которая является предельной для передачи одной конической парой, может быть использована схема трансмиссии с одним синхронизирующим валом. При больших мощностях вход в ГР возможен только по двухвальной схеме с угловой передачей не менее чем через две конические пары. Отсюда следует, что синхронизирующих валов также должно быть два.

Таблица 3.22

| Вертолет                             | $m_0$ ,<br>кг | $R$ , м | $\rho$ ,<br>кг/м <sup>3</sup> | $L_B$ , м | $Z$ | $\bar{a}$ ,<br>% | $n_{HB}$ ,<br>мин <sup>-1</sup> | Порядок<br>расположе-<br>ния<br>шарниров | $\bar{\ell}_{BIII}$ ,<br>% | $\Delta\xi_{\text{ном}}$ ,<br>% | $\Delta\xi_{\text{тпр}}$ ,<br>% | $\Delta\xi^o$ | $\Delta\xi_{\text{дел}}$ –<br>$\Delta\xi^o$ |      |
|--------------------------------------|---------------|---------|-------------------------------|-----------|-----|------------------|---------------------------------|--|----------------------------|---------------------------------|---------------------------------|---------------|---|------|
|                                      |               |         |                               |           |     |                  |                                 |  |                            |                                 |                                 |               |   |      |
| Вертолет<br>СН-46А,<br>модель<br>107 | 8813          | 7,62    | 245                           | 10,16     | 3   | 66,6             | 265                             | ГШ-ВШ-<br>ОШ                             | 4,6                        | 13,3                            | 7,6                             | 20,9          | 19,6  | -1,3 |
| Вертолет<br>СН-46Д,<br>модель<br>107 | 9435          | 7,72    | 274,8                         | 10,16     | 3   | 69,2             | 260                             | ГШ-ВШ-<br>ОШ                             | 4,5                        | 14,9                            | 8,2                             | 23,1          | 18,6  | -4,5 |
| "Чинук"<br>СН-47А                    | 12810         | 9,01    | 254                           | 15,54     | 3   | 64,4             | 230                             | ГШ-ОШ-<br>ВШ                             | 8,0                        | 7,3                             | 7,3                             | 14,6          | 20  | 5,4  |
| "Чинук"<br>СН-47С                    | 17460         | 9,145   | 334                           | 15,54     | 3   | 68,3             | 243                             | ГШ-ОШ-<br>ВШ                             | 7,9                        | 7,4                             | 9,4                             | 16,8          | 19  | 2,2  |

### **3.14.2. Особенности двухвинтовых вертолетов**

Ограничениями на характеристики отдельных агрегатов особенности двухвинтовых вертолетов не исчерпываются. Имеются особенности эксплуатационного плана, аэродинамики и т.д., которые также необходимо учитывать при проектировании.

#### **1. Особенности вертолетов соосной схемы**

Соосные винты при одинаковом радиусе в сравнении с одиночным винтом имеют большую площадь подсасывания потока и поэтому на висении создают тягу, примерно на 3...4,5% большую тяги одиночного винта. Кроме того, струя верхнего винта раскручивается нижним, поэтому потери мощности, уносимые струей, уменьшаются, и соосные винты для создания одной и той же тяги затрачивают меньшую мощность, чем одиночные. Относительный КПД соосных винтов больше на 3...7% одиночного винта.

Соосные вертолеты отличаются от одновинтовых относительно большей удельной нагрузкой, что позволяет уменьшить размеры их несущей системы и, следовательно, массу и габариты вертолета, но приводит к необходимости увеличения энерговооруженности вертолета, то есть к увеличению массы силовой установки, часового и километрового расхода топлива.

#### **2. Особенности вертолетов продольной схемы**

При проектировании вертолетов продольной схемы стремятся уменьшить расстояние между осями несущих винтов, так как это позволяет сократить длину фюзеляжа, что уменьшает вес конструкции и увеличивает массовую отдачу аппарата.

Наиболее эффективным средством сокращения расстояния между винтами является перекрытие винтов, которое, однако, порождает новую проблему — возможность склестывания лопастей при их движении в плоскости вращения винтов. В общем случае возможность склестывания лопастей зависит от величины перекрытия, различия в крутящих моментах на винтах и характера их изменения во времени, от параметров лопасти и ее подвески на втулке и от жесткости синхронизирующей вращение винтов трансмиссии.

Вертолеты продольной схемы при одинаковом применении имеют преимущество по производительности (до 25% при дальности 400 км). Однако это преимущество утрачивается при перевозках на большую дальность, из-за большого сопротивления и километрового расхода. Не случайно в США вертолеты продольной схемы используются для транспортировки грузов на ограниченные расстояния

(370...425 км); одновинтовые вертолеты предназначены для операций, требующих большой дальности полета.

В продольной схеме вертолетов для одних и тех же взлетной массы  $m_0$ , нагрузки  $p$  и мощности силовой установки диаметр каждого несущего винта в  $\sqrt{2}$  раза меньше, а мощность, подводимая к каждому винту, меньше в два раза [51].

Продольная схема позволяет применять меньшую удельную нагрузку  $p$ , что дает более высокую массовую отдачу при одинаковой мощности при полете на малые расстояния.

По продольной схеме можно создать вертолет со взлетной массой, в два раза большей, чем по одновинтовой схеме [51].

Считается, что продольная схема имеет преимущества из-за отсутствия затрат мощности на рулевой винт перед классической одновинтовой схемой только в случае использования ее на вертолетах, оптимизированных для крановых работ. В действительности, как показывают исследования [57, 67], имеют место потери мощности сравнимого уровня за счет большего сопротивления ненесущих частей продольного вертолета.

Создать вертолет продольной схемы с требуемыми летными данными можно только с существенно большей по сравнению с вертолетом одновинтовой схемы взлетной массой и, соответственно, с двигателями большей мощности, отчего при худшей массовой отдаче у этого вертолета будет более низкая экономичность. Например, масса груза, перевозимого вертолетом продольной схемы на дальность 800 км, составляет 8,2 т, в то время как у вертолета одновинтовой схемы она равна 11,8 т [51].

Это можно объяснить:

- удвоением несущих винтов, хотя они в  $\sqrt{2}$  раза меньше диаметром, чем одновинтовые;
- практическим удвоением состава системы управления;
- возможностью применения двухкаскадной системы управления — дополнительного использования системы малых бустеров;
- изготовлением пилона заднего несущего винта, разносящего плоскости вращения винтов по вертикали;
- удлинением вала главного редуктора заднего НВ на высоту пилона;
- разностью мощностей, передаваемых передним и задним редукторами. Мощности уравнивают либо изменением соответствующего наклона автоматов перекоса, что нереально при больших углах, либо усилением главных редукторов до мощности, пропускаемой трансмиссией. В обоих случаях имеет место утяжеление конструкции;

— увеличением мощности двигателей для компенсации потерь тяги НВ, характеризуемых коэффициентом  $(1 - K_{\text{пер}})$ , из-за перекрытия винтов (рис. 3.40), [67] и т.д.

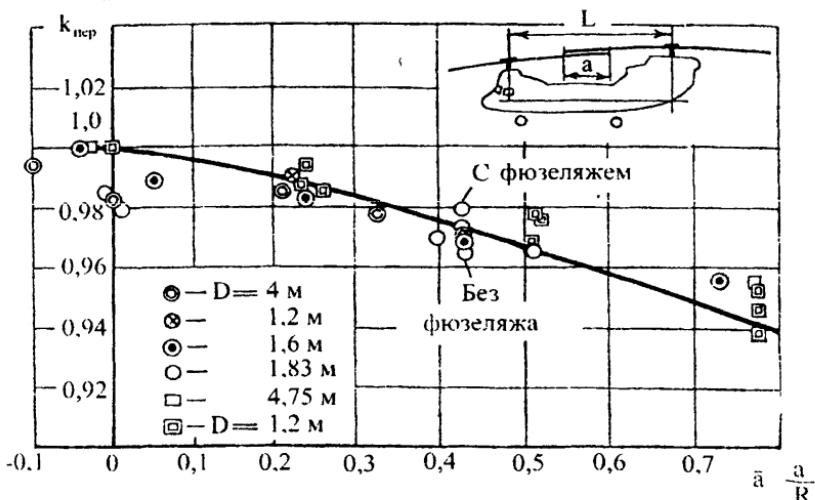


Рис. 3.40. Зависимость коэффициента потери тяги  $K_{\text{пер}}$  от величины перекрытия винтов  $\bar{a}$

При этом следует иметь в виду, что многие особенности вертолетов продольной схемы обусловлены необходимостью учета взаимоиндукции переднего и заднего винтов.

### 3. Особенности планирования двухвинтовых вертолетов

Планирование двухвинтовых вертолетов на режиме самовращения несущих винтов имеет некоторые особенности по сравнению с одновинтовыми [10].

**Особенности планирования продольного вертолета.** У двухвинтового вертолета с продольным расположением винтов поток воздуха подходит к переднему винту под большим углом атаки, а к заднему — под меньшим (рис. 3.41, а). Изменение угла атаки происходит из-за скоса потока передним винтом.

Уменьшение угла атаки заднего винта приводит к уменьшению осевой составляющей набегающего потока и к уменьшению  $\Delta\alpha$  элементов лопасти. Следовательно, задний винт будет работать в условиях замедленного самовращения. Кроме того, при уменьшении угла атаки уменьшится сила тяги заднего винта. Для сохранения равновесия

сия вертолета необходимо, чтобы сила тяги обоих винтов была одинаковой. Для увеличения силы тяги заднего винта нужно увеличить его шаг, что приведет к еще большему замедлению вращения.

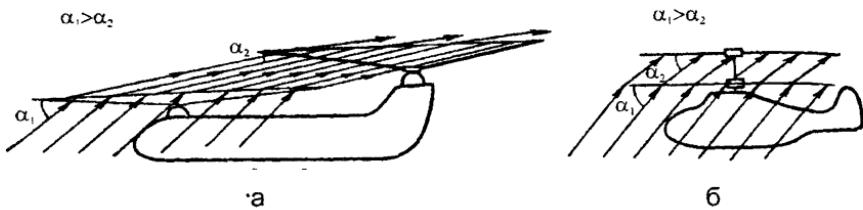


Рис. 3.41. Особенности планирования двухвинтовых вертолетов:  
а — продольная схема; б — соосная схема

Так как оба винта должны вращаться строго синхронно, то условия их самовращения будут различными. Передний винт будет работать в условиях ускоренного самовращения, а задний — в условиях замедленного, то есть первый винт "ведет" второй (создает крутящий момент для второго винта). За счет крутящего момента и трения в элементах трансмиссии передний винт образует разворачивающий момент, который вызывает разворот вертолета в сторону вращения переднего винта. Задний винт образует реактивный момент, который вызывает разворот вертолета в сторону вращения первого винта. Вертолет при планировании будет разворачиваться. Этот разворот устраняется отклонением в разные стороны осей конусов несущих винтов. Поэтому управление вертолетом при планировании затруднено.

**Особенности планирования соосного вертолета.** Верхний винт соосного вертолета также работает в условиях замедленного самовращения (рис. 3.41, б). Следовательно, нижний винт должен создавать крутящий момент для верхнего винта. При этом образуется разворот вертолета в сторону вращения нижнего винта. Он устраняется отклонением руля направления. Управление соосным вертолетом при планировании более сложное, чем управление одновинтовым вертолетом.

Следует отметить, что планирование на двухвинтовых вертолетах осуществляется со значительно меньшей скоростью, чем при горизонтальном полете. Уменьшение скорости планирования объясняется срывом потока. Так как поток подходит к несущим винтам снизу, то углы атаки во всех сечениях лопастей будут больше, чем при горизонтальном полете, и своего критического значения они достигнут в азимуте  $\psi = 270^\circ$  при скорости, значительно меньшей, чем в горизонтальном полете.

### 3.14.3. Зависимость коэффициента индукции от скорости горизонтального полета для различных схем вертолетов

В общем случае значения коэффициента индукции  $I_3$  зависят от скорости полета. Эта зависимость различна для разных схем вертолетов.

В основу определения коэффициентов индукции разных схем вертолетов положены результаты исследований [68, 57]. Алгоритмы определения коэффициентов индукции несущих винтов (систем) одновинтовой, соосной и продольной схем приведены в табл. 3.23.

В соотношениях для определения экономических скоростей полета на динамическом потолке  $V_{дин}^{3k}$  и при продолженном взлете  $V_0^{3k}$  (табл. 3.23) величина 1,09 соответствует среднему значению коэффициента индукции прямоугольной плоской лопасти на режиме висения.

Необходимые для расчетов графики приведены на рис. 2.26, 2.36, 3.42 — 3.44. Значения коэффициентов индукции для соответствующих схем используются при вычислении энерговооруженностей вертолетов  $\tilde{N}_{Hcm}$ ,  $\tilde{N}_{Hдин}$ ,  $\tilde{N}_{V_{max}}$ ,  $\tilde{N}_{пр.взл}$  (см. табл. 3.18).

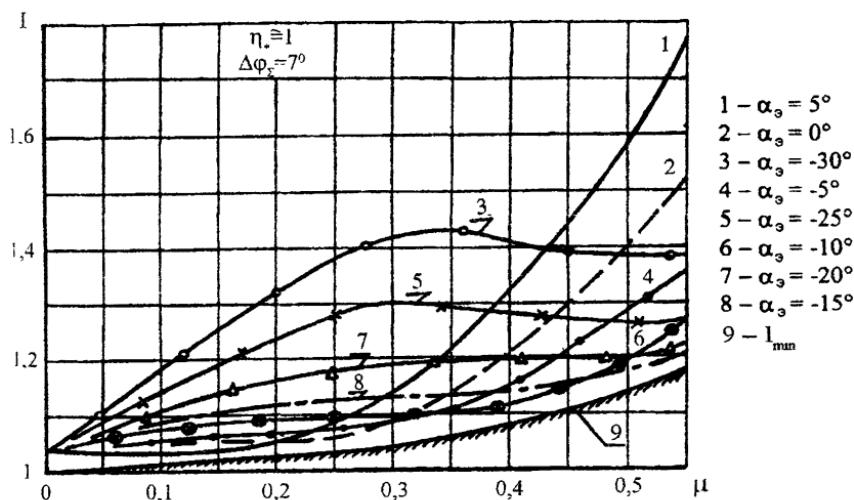


Рис. 3.42. Зависимость коэффициента индукции  $I$  от характеристики режима полета  $\mu$  для различных эффективных углов атаки НВ  $\alpha_3^0$

Таблица 3.23

| Наиболее нагруженные режимы работы силовой установки вертолета  |  |  |   |
|---|--|--|---|
| Висение вертолета на статическом потоке   | Полет вертолета на динамическом потоке   | Полет вертолета на максимальной скорости   | Продолженный взлет вертолета один двигатель не работает, второй — работает на чрезвычайной мощности |
| <b>Вертолет одновинтовой схемы</b>  |  |  |   |
| <p>1 Принимается <math>\Delta \psi_{\Sigma} = 4 - 8^{\circ}</math><br/>2 По рис. 2.26 определяется коэффициент индукции <math>I_0</math></p> <p>1 Вычисляется экономическая скорость на динамическом потоке</p> $V_{\delta_{\text{дин}}}^{\text{эк}} = \frac{1,09 \rho}{(R + 11,6 \cdot 10^6 S_3 \cdot \Delta_{\text{дин}})} \cdot \Delta_{\text{дин}}$ <p>2 Вычисляется характеристика режима полета <math>\mu = V_{\delta_{\text{дин}}}^{\text{эк}} / (v R)</math></p> <p>3 По графику 9 рис. 3.42 определяется коэффициент индукции <math>I</math></p> | <p>1 Вычисляется коэффициент индукции <math>I</math></p> $I = \frac{1,02 \pm 0,0004}{V_{\max}^{\text{эк}}} \cdot V_{\max}^{\text{эк}}$ <p>1 при <math>V_{\max} \leq 275 \text{ км/ч}</math></p> <p>1 при <math>V_{\max} &gt; 275 \text{ км/ч}</math></p> <p><math>V_{\max}</math> задано</p> | <p>1 Определяется на уровне земли (<math>H = 0</math>)</p> $V_0^{\text{эк}} = \frac{1,09 \rho}{(v R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot S_3)} \cdot I$ <p>2 По рис. 3.43 определяется эффективный угол атаки несущего винта <math>\alpha_3^0</math></p> <p>3 Вычисляется характеристика режима полета <math>\mu = \frac{V_0^{\text{эк}}}{R} \cdot \cos(\alpha_3^0)</math></p> <p>4 По графику 9 рис. 3.42 определяется коэффициент индукции <math>I</math></p> |   |

Продолжение табл. 3.23

| Наиболее нагруженные режимы работы силовой установки вертолета |  |  |  |
|--|--|--|--|
| Высение вертолета на статическом потолке                       | Полет вертолета на динамическом потолке  | Полет вертолета на максимальной скорости                           | Продолженный взлет вертолета один двигателем не работает, второй — работает на чрезвычайной мощности   |
| <b>Вертолет соосной схемы (<math>\bar{Y} = 0,2</math>)</b>     |  |  |  |
| 1 Принимается скорость на динамическом потолке                 | 1 Вычисляется экономическая скорость на динамическом потолке   | 1 Вычисляется коэффициент индукции $I$                             | 1 Определяется экономическая скорость на уровне земли ( $H = 0$ )  |
| $\Delta\varphi_{-} = 4^{\circ}$                                | $V_{\text{дин}}^{\infty} = 164 \sqrt{(R + 11,6 \cdot 10^6 \bar{S}, \Delta_{\text{дин}}) \cdot I_{\text{дин}}}$ | $1,02 + 0,0004 V_{\text{max}}$                                     | $V_0^{\infty} = 164 \sqrt{(R + 11,6 \cdot 10^6 \bar{S}, 1,09 p)}$  |
| 2 По рис. 2.26 определяется коэффициент индукции $I_0$         | 2 Вычисляется характеристика режима полета $\mu = V_{\text{дин}}^{\infty} / (R)$                               | $I - 0,58 + 0,002 V_{\text{max}}$                                  | 2 По рис. 3.43 определяется эффективный угол атаки несущего винта $\alpha^*$ , 3 Вычисляется характеристика режима полета $\mu = V_{\text{max}} / R$ |
| 3 Вычисляется коэффициент индукции                             | 3 По графику 9 рис. 3.42 определяется коэффициент индукции $I$   | $V_{\text{max}}$ задано  | 4 По графику 9 рис. 3.42 определяется коэффициент индукции $I$   |
| соосной схемы несущих винтов                                   | 4 Вычисляется коэффициент индукции соосной схемы несущих винтов  | 2 Рассчитывается коэффициент индукции соосной схемы несущих винтов | 5 Вычисляется коэффициент индукции соосной схемы несущих винтов  |
| $I^{co} = 0,956 \cdot I_0$                                     | $I^{co} = 0,828 \cdot I$   | $I^{co} = 0,828 \cdot I$   | $I^{co} = 0,828 \cdot I$   |

Окончание табл. 3.23

| Наиболее нагруженные режимы работы силовой установки вертолета                                |  |   |  |
|---|--|---|--|
| Висение вертолета на статическом потоке   | Полет вертолета на динамическом потоке   | Полет вертолета на максимальной скорости  | Продолженный взлет в отсутствии двигателя не работает, второй — работает на чрезвычайной мощности                        |
| <b>Вертолет продольной схемы</b>  |  |   |  |
| 1 Принимается $\Delta\phi_{\Sigma} = 4^{\circ}$   | 1 Определяется экономическая скорость на динамическом потоке.  | 1 Вычисляется коэффициент индукции $I$  | 1 Определяется экономическая скорость на уровне земли ( $H = 0$ )  |
| 2 По рис. 2.26 определяется коэффициент индукции $I_0$  | $V_{0_{\text{дин}}}^{\text{эк}} = \frac{164}{(\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \bar{S}_0 \Delta_{\text{дин}})} \cdot 1,09 \text{ p}$ | $I = \begin{cases} 1,02 + 0,0004 \cdot V_{\max} & \text{при } V_{\max} \leq 275 \text{ км/ч}, \\ 0,58 + 0,002 \cdot V_{\max} & \text{при } V_{\max} > 275 \text{ км/ч} \end{cases}$ | $V_0^{\text{эк}} = \frac{164}{(\omega R + 11,6 \cdot 10^6 \cdot \bar{S}_0)} \cdot 1,09 \text{ p}$                        |
| 3 По рис. 3.44 определяется коэффициент индукции $I_0$  | 2. Вычисляется характеристика режима полета $\mu = V_{\text{дин}}^{\text{эк}} / (\omega R)$                                    | 2. По рис. 2.36 находится коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$   | 2. По рис. 3.43 определяется эффективный угол атаки несущего винта $\alpha_0^*$  |
| 4 По рис. 3.42 определяется коэффициент индукции $I$  | 3. По графику 9 рис. 3.42 определяется коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$   | 3. Вычисляется коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$  | 3. Вычисляется коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$   |
| 5 Вычисляется коэффициент индукции продольной схемы несущих винтов $I_{\text{пр}}^{\text{п}}$ | 4. По рис. 2.36 находится коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$  | 4. Вычисляется коэффициент индукции продольной схемы несущих винтов $I_{\text{пр}}$   | 4. По графику 9 рис. 3.42 определяется коэффициент индукции $I$  |
| 6 Вычисляется коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$                                     | 5. По рис. 2.36 рассчитывается коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$   | 5. По рис. 2.36 рассчитывается коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$  | 5. По рис. 2.36 рассчитывается коэффициент взаимовлияния $\xi_{\text{пр}}$   |
| 7 Вычисляется коэффициент индукции продольной схемы несущих винтов $I_{\text{пр}}$            | 6. Вычисляется коэффициент индукции продольной схемы несущих винтов $I_{\text{пр}}^{\text{п}}$                                 | 6. Вычисляется коэффициент индукции продольной схемы несущих винтов $I_{\text{пр}}^{\text{п}}$  | 6. Вычисляется коэффициент индукции продольной схемы несущих винтов $I_{\text{пр}} = \frac{1}{2} I(1 + \xi_{\text{пр}})$ |
| 8   |  |   |  |

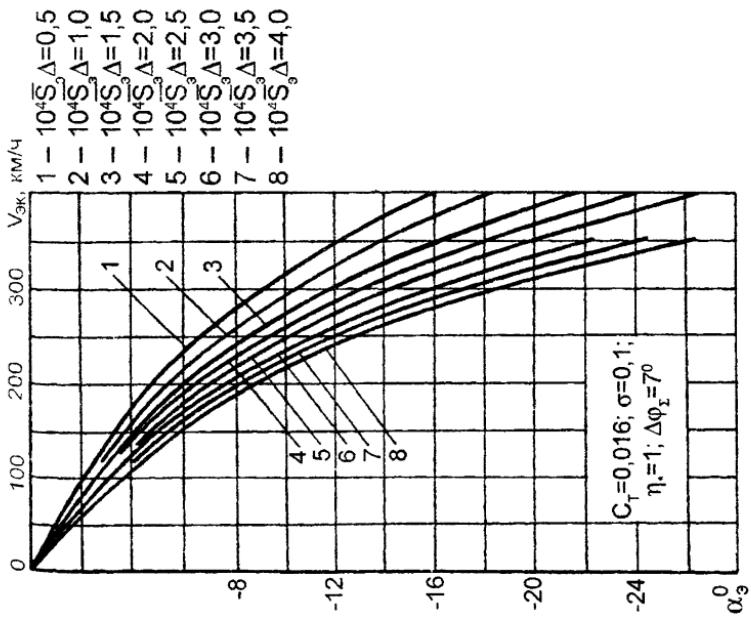


Рис. 3.43. Зависимость эффективных углов атаки НВ от скорости полета вертолета для различных значений эквивалентной вредной пластиинки

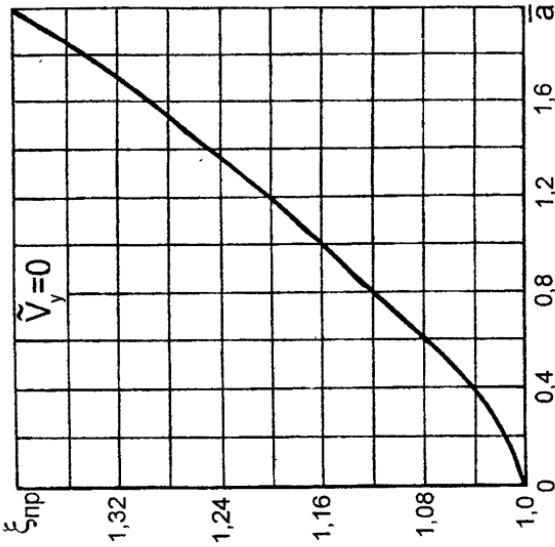


Рис. 3.44. Зависимость коэффициента взаимовлияния от относительного перекрытия несущих винтов

## Раздел 4. НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВЕРТОЛЕТЕ

Полет летательного аппарата тяжелее воздуха требует затрат энергии. Назначение силовой установки (СУ) вертолета — преобразование энергии топлива в механическую работу вращения НВ и РВ (или несущих винтов), привода различных агрегатов, аппаратуры и оборудования. Основная часть мощности СУ расходуется на привод винтов.

Известна возможность снижения и посадки вертолета на режиме авторотации НВ при отказе СУ. Тем не менее, нормальная работа последней для вертолета означает существенно больше, чем для самолета, хотя при этом и необходимо согласование работы СУ и НВ. Объясняется это низким аэродинамическим качеством вертолета и зависимостью безопасности полета аппарата от числа работающих двигателей.

### 4.1. Характеристики мощности режимов полета вертолета

Параметры двигателя и вертолета и их характеристики должны быть согласованы между собой таким образом, чтобы достигались наилучшие результаты для всего комплекса режимов, определяемых техническими требованиями к вертолету [43].

Потребная мощность ( $N_{\Sigma}$ ) в общем случае зависит от ряда факторов:

$$N_{\Sigma} = N_{\text{инд}} + N_{\text{пр}} + N_{\text{ер}} + N_{\text{сж}}, \quad (4.1)$$

где  $N_{\text{инд}}$  — индуктивные потери НВ;  $N_{\text{пр}}$  — профильные потери НВ;  $N_{\text{ер}}$  — потери мощности на преодоление сопротивления ненесущих частей вертолета;  $N_{\text{сж}}$  — мощность сжатия, потребная для преодоления волнового сопротивления.

Индуктивная мощность в основном зависит от  $V$ ,  $\rho$  и плотности воздуха  $\rho$  и имеет максимальное значение порядка 70...80% от  $N_{\Sigma}$  на режиме висения ( $V = 0$ ), рис. 4.1. С ростом поступательной скорости  $N_{\text{инд}}$  уменьшается вследствие увеличения массы воздуха, проходящего через ометаемую площадь НВ, и составляет 20...30% на режиме  $V_{kp}$  и около 10...15% на режиме  $V_{max}$ .

Профильные потери мощности в основном зависят от параметров НВ и профиля лопасти, скорости полета  $V$  (или  $\bar{V}$ ), окружной скорости НВ ( $\omega R$  или  $M_0$ ) и  $\rho$ . Профильная мощность сравнительно невелика на режиме висения и составляет около 20...25%. С увеличением  $V$  профильная мощность увеличивается, ее доля в общем

балансе существенно возрастает и составляет около 50% вследствие резкого уменьшения индуктивных потерь мощности.

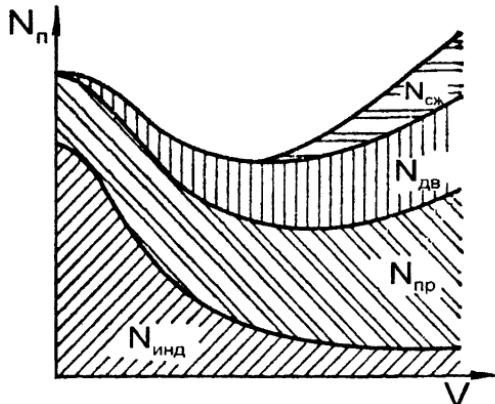


Рис. 4.1. Изменение потребных мощностей  $N_p$  для горизонтального полета вертолета в зависимости от скорости  $V$

Мощность движения на преодоление сопротивления несущих частей вертолета ( $N_{\text{вр}}$ ) на режиме висения равна нулю. С увеличением  $V$

$$N_{\text{вр}} = \frac{(\Sigma C_x S)_{\text{вр}} \cdot \rho \cdot V^3 / 2}{75}$$

повышается, так как происходит рост

вредного сопротивления ненесущих частей вертолета. Кроме того, величина  $(\Sigma C_x S)_{\text{вр}}$  несколько растет из-за наклона фюзеляжа относительно траектории полета. Следует отметить, что чем тяжелее вертолет, тем меньше затраты мощности на единицу его массы из-за масштабного эффекта.

Мощность сжатия  $N_{\text{сж}}$  появляется только по достижении определенной скорости поступательного движения, и при дальнейшем росте  $V$  она увеличивается.

На режиме висения потребная мощность в основном определяется индуктивными потерями. На средних скоростях полета из-за резкого уменьшения  $N_{\text{инд}}$  при примерно неизменных  $N_{\text{пр}}$  и небольших  $N_{\text{вр}}$  на преодоление сопротивления ненесущих частей вертолета мощность  $N_z$  приблизительно в два раза меньше, чем на режиме висения. На больших скоростях полета  $N_z$  может быть большей, чем на висении.

Тяжелые вертолеты имеют более высокую величину  $\rho$ , чем легкие [43]. Это способствует более высокой их массовой отдаче. Одновременно необходимо увеличивать  $\omega R$  и  $\sigma$ .

У вертолетов с увеличенными  $p$ ,  $\sigma$  и  $M_0$  требуемая  $\tilde{N}_{0\max}$  на режиме взлета (висения) и при  $V_{cp}$  значительно больше, чем у вертолетов с малой  $p$ . Однако при высокой  $V$ , когда большая  $N_{ep}$ , у тяжелых вертолетов  $\frac{(\Sigma C_x S)_{ep}}{G_x}$  меньше из-за масштабного эффекта и рост

$\frac{N_\Sigma}{G_\Sigma}$  происходит медленнее, чем у легких вертолетов. Это приводит к тому, что  $V_{max}$  у тяжелых вертолетов больше, чем у легких [43].

Таким образом, в зависимости от параметров НВ и вертолета потребная мощность  $N_\Sigma$  на единицу массы и диапазон  $V$  могут заметно меняться. При относительно малом изменении основных составляющих  $N_\Sigma$  качественный характер этих изменений незначителен. Поэтому согласование характеристик двигателя и вертолета можно провести на примере вертолета, имеющего средние значения параметров НВ ( $p=350 \text{ Н/м}^2$ ,  $\omega R=210 \text{ м/с}$ ).

Выше было показано, что мощность  $N_\Sigma$  сильно зависит от условий полета: она достигает наибольших значений при взлете (висении) и максимальной скорости полета, а при небольших скоростях почти вдвое меньше, чем на режиме висения вертолета.

Располагаемая мощность двигателя  $N_{de}$  от скорости полета практически не зависит (для используемого вертолетами диапазона скоростей). Разная зависимость располагаемой и потребной мощностей от скорости полета позволяет, согласовав двигатель с НВ на режиме висения, иметь на остальных режимах запас располагаемой мощности. Например, если двигатель на висении работает на взлетном режиме, то на остальных режимах полета потребная мощность будет обеспечиваться на крейсерских режимах работы двигателя (0,75...0,8 от взлетной мощности).

На крейсерских режимах работы двигателей полет может осуществляться в широком диапазоне скоростей (рис. 4.2), но наибольший интерес представляют режимы максимальной продолжительности полета (минимальный часовой расход топлива —  $G_T$ ) и максимальной дальности полета (минимальный расход топлива на 1 км пути —  $q_T$ ).

Из рис. 4.2 следует, что  $\bar{G}_T$  уменьшается медленнее, чем снижается  $\bar{N}_\Sigma$ , поскольку с понижением режима работы двигателя  $C_e$  не прерывно возрастает и, не влияя на абсолютную величину  $G_T$ , не смещает его минимум ( $G_T$  соответствует  $N_\Sigma$ ).

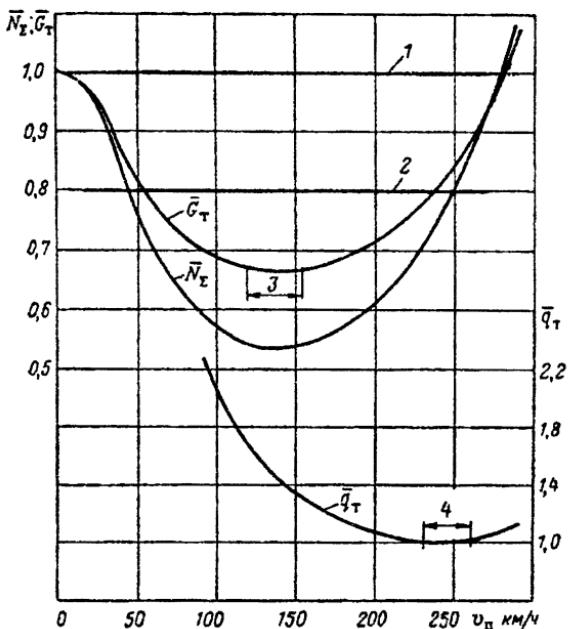


Рис. 4.2. Относительное изменение требуемой мощности  $\bar{N}_z$ , часового расхода топлива  $\bar{G}_T$  и километрового расхода топлива  $\bar{q}_T$  в зависимости от скорости полета  $V_n$  в нормальных атмосферных условиях ( $H = 0$ ;  $t_H = 15^\circ\text{C}$ ) при  $\omega R_{n,e} = \text{const}$ :  
 1 — взлетная мощность двигателя; 2 — максимальная крейсерская мощность двигателя; 3 — режим максимальной продолжительности полета ( $\bar{G}_T = \min$ ); 4 — режим максимальной дальности полета ( $\bar{q}_T = \min$ )

При дальнейшем повышении  $V$  мощность двигателя и  $\bar{G}_T$  увеличиваются, но  $q_T$  сначала продолжает уменьшаться, так как  $q_T$  возрастает медленнее, чем  $V$ . При высоких  $V$  сильное увеличение  $N_z$ , вызванное резким повышением  $N_{sp}$ , приводит к все более сильному возрастанию  $C_e$ . В связи с этим  $q_T$  имеет минимум, определяющий режим максимальной дальности полета.

Рассмотренные зависимости относятся к случаю постоянного  $n_{n,e}$  ( $\omega R = \text{const}$ ) и справедливы для двигателя со свободной турбиной при условии постоянства числа оборотов выводного вала.

Двигатель со свободной турбиной может работать без заметного ухудшения своих данных в достаточно широком диапазоне изменения числа оборотов свободной турбины. Поскольку в зависимости от условий полета оптимальное число  $n_{\text{н.е}}$  изменяется, можно более эффективно согласовать характеристики двигателя и НВ и, таким образом, улучшить данные вертолета.

Так, при взлете и висении целесообразно работать с пониженным числом оборотов винта, что приводит к снижению требуемой мощности  $N_z$  до тех пор, пока увеличение угла атаки лопасти не вызовет срыв потока.

#### 4.2. Совместная работа несущего винта и силовой установки

Совместная работа НВ и СУ должна удовлетворять требованиям практики полетов. Управление общим шагом НВ и работой СУ осуществляется летчиком через объединенную систему управления и регулирования "шаг—газ", принципиальная схема которой показана на рис. 4.3 [59].

К системе управления и регулирования вертолетного ГТД предъявляется ряд требований. Эта система должна обеспечивать управление двигателем на земле, при всех условиях полета поддерживать неизменным заданный режим работы, изменять режим работы с высокой приёмистостью, ограничивать опасные (по прочности и надежности СУ) режимы работы, допускать прямое ручное управление двигателем в случае повреждения автоматики, кроме того, в многодвигательной СУ она должна обеспечивать требуемое согласование работы двигателя и НВ и одинаковую нагрузку всех двигателей.

Уменьшение числа оборотов винта при взлете, висении и наборе высоты и их увеличение на высоте и при повышении скорости полета может улучшить летные данные вертолета. При этом целесообразный диапазон изменения числа оборотов НВ может достигать 10...15%.

На рис. 4.3 рычаг общего шага 7 через проводку и гидроусилитель 3 (или комбинированный агрегат управления — КАУ) связан с ползуном 2 общего шага на втулке НВ и со стабилизатором, а также с регулятором оборотов роторов двигателей. Рукоятка коррекции 8 проводкой управления связана с рычагами управления работой насосов-регуляторов 4 и газотурбинных двигателей 1. Помимо объединенного управления рычагом "шаг—газ" в кабине экипажа установлено раздельное управление двигателями, имеющее два рычага 6, kinematically связанных с рычагами топливных насосов-регуляторов, и управление остановом двигателей, имеющее две ручки 5, также kinematically связанные с рычагами топливных насосов. На некоторых вертолетах, кроме того, имеется переключатель перенастройки обо-

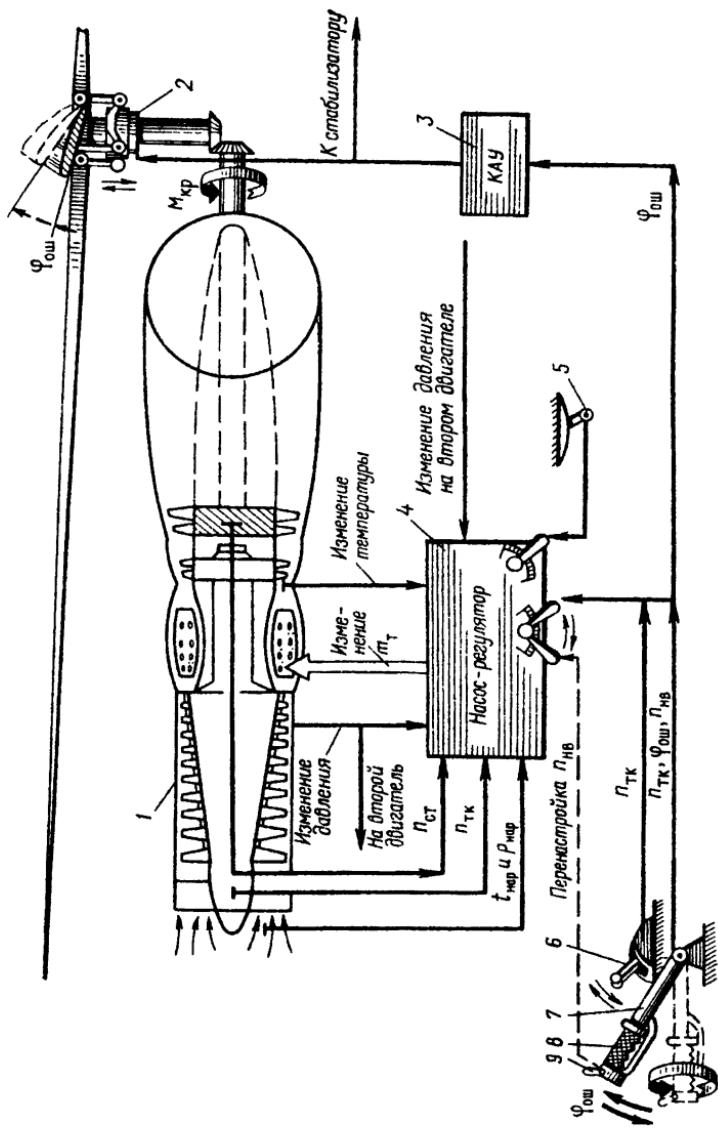


Рис. 4.3. Принципиальная схема системы "Шаг-газ".

1 — газотурбинный двигатель; 2 — ползун общего шага НВ; 3 — комбинированный агрегат управления (КАУ); 4 — насос-регулятор; 5 — стоп-кран; 6 — рычаги раздельного управления двигателями; 7 — рычаг "шаг-газ"; 8 — рукоятка коррекции; 9 — рычаг перенастройки оборотов в НВ

ротов НВ  $n_{n.e}$ , с помощью которого осуществляется перенастройка насоса-регулятора.

Рассмотрим работу объединенной системы управления двигателя со свободной турбиной для возможных случаев эксплуатации [59].

1. При запуске и раскрутке НВ (при вращении коррекции вправо от режима малого газа до крейсерского и перемещении рычага "шаг-газ" верх) на свободной турбине создается избыток крутящего момента (избыток мощности) и обороты НВ увеличиваются до заданных соответствующих режиму работы двигателей (крейсерский, номинальный или взлетный).

В дальнейшем при режимной работе автоматика двигателей обеспечивает выдерживание постоянных заданных оборотов НВ. Однако  $n_{tk}$  в этом случае изменяется в зависимости от степени загрузки свободной турбины винтом, температуры наружного воздуха у земли и с подъемом на высоту.

2. При перемещениях рычага "шаг—газ" на увеличение общего шага НВ с темпом, указанным в Инструкции экипажу, летчик увеличивает потребную мощность на вращение НВ, т.е. свободная турбина загружается большим крутящим моментом. В результате начинают уменьшаться обороты НВ. Регулятор числа оборотов немедленно реагирует на это, увеличивая подачу топлива в камеры сгорания. Увеличивается мощность газового потока, и возрастает до потребного значения крутящий момент. Заметить в этом случае изменение оборотов НВ по указателю почти невозможно, но при этом значительно увеличиваются  $n_{tk}$ , так будет происходить до тех пор, пока турбокомпрессор не выйдет на взлетную мощность. В этот момент летчик должен прекратить дальнейшее увеличение общего шага НВ, иначе произойдет уменьшение оборотов НВ. При работе турбокомпрессора на взлетном режиме обороты НВ, как правило, меньше, чем на номинальном, на 2...3%. В этом случае при несколько пониженных оборотах свободной турбины снимается наибольший крутящий момент (наибольшая мощность) с двигателя. Другими словами, с точки зрения аэродинамики углы атаки лопаток свободной турбины несколько большие, но меньше критических, поэтому срыв потока еще не наступает. Этим достигается снятие с каждой лопатки максимальной силы, действующей по направлению вращения ротора турбины, т.е. максимального крутящего момента.

Если летчик будет и дальше увеличивать общий шаг НВ, начнут уменьшаться обороты НВ, так как турбокомпрессор уже исчерпал все свои возможности.

3. При резком перемещении рычага "шаг—газ" на увеличение общего шага НВ летчик увеличивает в таком же темпе потребную мощность на вращение НВ, т.е. свободная турбина загружается большим крутящим моментом. В результате начинают замедляться

обороты НВ. Регулятор числа оборотов реагирует на это, увеличивая подачу топлива в камеры сгорания. Возрастают мощность газового потока и крутящий момент, который не может превысить потребное значение (по той причине, что приемистость двигателя обеспечивает только строго определенное увеличение потребной мощности). В результате на свободной турбине образуется недостаток мощности и обороты НВ начинают падать. Это явление наблюдают на указателе оборотов НВ. Если летчик, зная заранее примерное значение общего шага НВ, соответствующее взлетному режиму, остановит в этом положении рычаг общего шага, то через определенное время приемистости обороты НВ восстановятся до взлетных. Если же летчик переместит рычаг общего шага за показание взлетного режима, неизбежно произойдет падение оборотов, которое меньше допустимых.

Более резкое перемещение рычага общего шага НВ вверх может привести сразу же к падению оборотов, меньших минимально допустимых.

4. При резких перемещениях рычага "шаг—газ" вниз (брос об общего шага НВ) может наблюдаться небольшая кратковременная раскрутка НВ, которую можно объяснить следующим: потребная на вращение НВ мощность сбрасывается быстрее, чем уменьшается мощность турбокомпрессора. Избыток мощности, образующейся на свободной турбине, идет на раскрутку НВ.

5. При перемещениях ручки управления в процессе пилотирования происходит изменение углов атаки НВ, которое приводит при неизменном положении рычага "шаг—газ" к изменению потребной мощности на его вращение. При плавном изменении скорости и угла атаки (при неизменном общем шаге НВ) система автоматического регулирования обеспечивает сохранение оборотов свободной турбины за счет изменения подачи топлива и режима работы (мощности) турбокомпрессора. Однако в ряде случаев летчик вынужден более резко перемещать ручку управления, особенно при полете на предельно малых высотах, а также на более маневренных вертолетах, способных выполнять фигуры сложного пилотажа.

6. При резких перемещениях ручки управления на себя наблюдается раскрутка НВ и обороты могут увеличиваться даже больше максимально допустимых. Это обусловлено, с одной стороны, особенностями работы НВ при косом обтекании и быстрым изменении угла атаки, а с другой — особенностями работы регулятора оборотов НВ (насоса-регулятора) и возможностями СУ по приемистости. На рис. 4.4 для примера показано изменение коэффициента  $m_{kp}$  крутящего момента (потребной мощности на вращение НВ) в зависимости от угла атаки и общего шага НВ на скорости полета 200 км/ч.

При резких перемещениях ручки управления на себя скорость полета за это время не успевает значительно измениться и ее можно

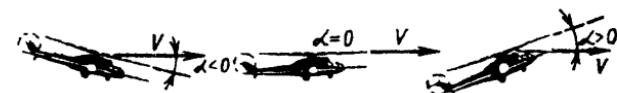
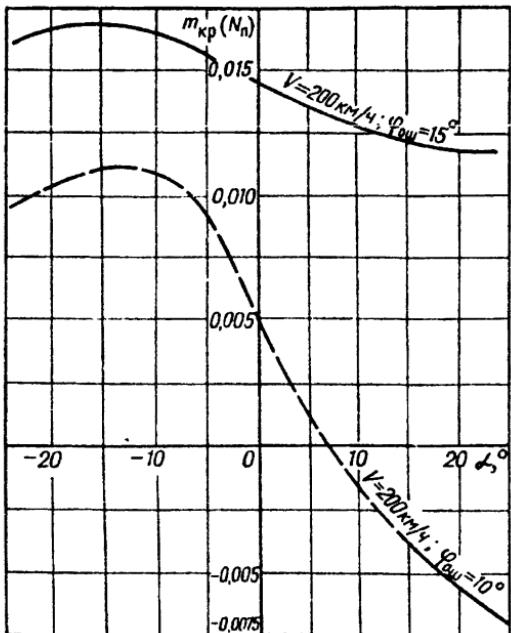


Рис. 4.4. Изменение коэффициента  $m_{kp}$  потребного крутящего момента НВ в зависимости от его угла атаки  $\alpha$  при разном шаге  $\varphi_{ow}$

считать постоянной (общий шаг НВ тоже постоянный). Тогда на рис. 4.4 видно, что в диапазоне изменения  $\alpha_{н.e}$  от  $-15$  до  $0^\circ$ , а тем более для положительных значений  $\alpha_{н.e}$  потребная мощность на вращение НВ уменьшается. Это особенно заметно для значений  $\varphi_{ow}$  НВ, близких к  $10^\circ$ , на скоростях  $200\dots250$  км/ч. В связи со значительным понижением потребной мощности на вращение НВ (например, при скорости  $200$  км/ч  $\varphi_{ow} = 10^\circ$ ,  $\alpha_{н.e}$  от  $-10$  до  $0^\circ$  мощность снижается в два раза) возможна кратковременная раскрутка НВ за счет избытка мощности на свободной турбине. При этом турбокомпрессор значительно сбрасывает свою мощность (обороты турбокомпрессора могут понизиться на  $10\%$ , что соответствует уменьшению его мощности почти в два раза), чтобы сохранить в какой-то мере заданные  $n_{н.e}$ .

Раскрутка НВ помимо сброса мощности турбокомпрессора опасна значительным увеличением нагрузок на лопасти, втулку, тяги управления несущим винтом, в редукторе, а также лопастей с хвостовой балкой. Допустим, что ничего опасного при этом не произошло и обороты НВ начинают уменьшаться. Примерно через две секунды обороты НВ поникаются до исходных. Но при этом, если летчик не перемещает ручку управления на себя, несущий винт будет работать на созданном угле атаки (или возможно его увеличение, если вертолет статически неустойчив по углу атаки). За счет увеличения тяги НВ траектория будет искривляться вверх. Допустим, что через одну-две секунды летчик резко переместит ручку управления от себя в исходное или даже за исходное положение. Благодаря высокой эффективности управления несущий винт в таком же темпе перейдет теперь уже на повышенную потребную мощность в связи с переходом на отрицательные  $\alpha_{нв}$ . В рассматриваемом примере для выхода на прежнюю мощность СУ требуется, как известно, определенное время, обусловленное приемистостью турбокомпрессора. В результате обороты НВ начнут падать и, в зависимости от недостатка мощности на свободной турбине, могут уменьшиться до минимально допустимых. Положение усугубляется, если летчик в этот момент увеличивает общий шаг НВ: обороты НВ могут еще более уменьшиться, загнав свободную турбину на срывные режимы. Такое перемещение ручки управления и тем более общего шага НВ следует считать грубой ошибкой летчика, ведущей к перетяжелению НВ и самопроизвольному снижению вертолета.

Падение оборотов НВ опасно еще и тем, что на нем, в зависимости от величины общего шага и скорости полета, будет расширяться зона срыва потока с отступающих лопастей (при вертикальном снижении она образуется и расширяется в районе комплевых сечений), накладывающая свои особенности на управляемость и поведение вертолета в полете.

Таким образом, из условий и особенностей совместной работы НВ и СУ вытекает необходимость плавного перемещения летчиком рычагов управления, контроля оборотов НВ и ротора турбокомпрессора, особенно в процессе энергичного маневрирования вертолета.

#### 4.3. Зависимость характеристик ГТД от параметров атмосферы

Автоматика регулирования ГТД существенно влияет на управление силовой установкой. Однако для грамотной эксплуатации необходимо понимание влияния атмосферных условий на работу двигателя, чтобы рационально выбирать и устанавливать режимы работы, а также принимать правильное решение в случае отказа регулятора.

Характеристики двигателей даются обычно для стандартных условий. Фактические же условия полета могут значительно отличаться

от стандартных по высоте, давлению, температуре и т.д. При отклонении параметров состояния воздуха от стандартных величин будут изменяться и характеристики двигателя, поскольку мощность и удельный расход топлива существенно зависят от атмосферных условий.

Ограничение параметров может осуществляться не только автоматическим регулятором, но и вручную с помощью системы "шаг-газ". Используя эту систему, летчик может ограничивать обороты ротора турбокомпрессора на номинальном и крейсерском режимах работы и настраивать автоматический регулятор.

На рис. 4.5 показана зона возможного изменения мощности и удельного расхода в зависимости от температуры атмосферного воздуха. Сплошные линии соответствуют средним значениям, которыми можно пользоваться при приближенной оценке влияния температуры воздуха.

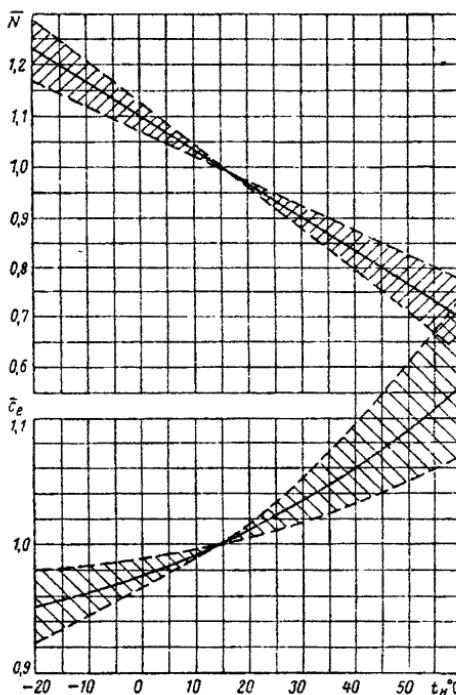


Рис. 4.5. Относительное изменение мощности  $\bar{N}$  и удельного расхода топлива  $\bar{C}_e$  в зависимости от температуры атмосферного воздуха при  $\bar{n}_k = 1,0$  (по данным для большого числа двигателей)

На рис. 4.6 для различных невысотных двигателей изображена область зависимостей  $\bar{N}$ ,  $\bar{C}_e$  от высоты; сплошной линией показаны их средние значения изменений с высотой, которыми можно пользоваться при приближенной оценке для вертолетных ГТД со свободной турбиной.

На рис. 4.7 приведены обобщенные высотные характеристики по мощности ГТД с  $H \geq 0$  для разных степеней переразмеренности  $\bar{N}_0$ . Степень переразмеренности  $\bar{N}_0$  — это отношение теоретически возможной (но практически недопустимой) мощности двигателя у земли к мощности на расчетной высоте;  $H_p$  — заданная расчетная высота полета.

На рис. 4.8 показано относительное изменение мощности и удельного расхода топлива ГТД от скорости полета, на рис. 4.9 — изменение удельного расхода топлива при уменьшении мощности двигателя (по данным для большого числа двигателей).

#### 4.4. Система питания топливом

Большинство элементов СУ вертолетов заимствовано из силовых установок самолетов.

Наиболее широко на современных вертолетах от легкой до тяжелой массовых категорий применяются ТВД со свободной турбиной. Наличие свободной газовой турбины в приводе несущего винта вертолета позволяет изменять частоту вращения в относительно большем диапазоне и при этом иметь небольшие потери в мощности.

Приведенные материалы по системе питания топливом ориентированы на работу [33] в связи с отсутствием других открытых публикаций по СУ в области вертолетостроения.

##### 4.4.1. Общие сведения

Здесь излагаются некоторые сведения и методики расчета, которые могут быть применены и к другим системам (маслопитания, охлаждения и др.).

Внешняя топливная система СУ вертолета предназначена для размещения, подготовки и подачи топлива, необходимого двигателю на всех режимах его работы и всех высотах полета аппарата.

Топливная система включает в себя следующие элементы:

- баки с арматурой (под арматурой понимается все, что устанавливается на бак: насосы, топливоизмерители, фильтры и т.п.);
- насосы подкачки и перекачки топлива (подкачивающий насос подает топливо к двигателю или к насосу, устанавливаемому на двигателе, а перекачивающий осуществляет перемещение топлива из одного бака в другой);

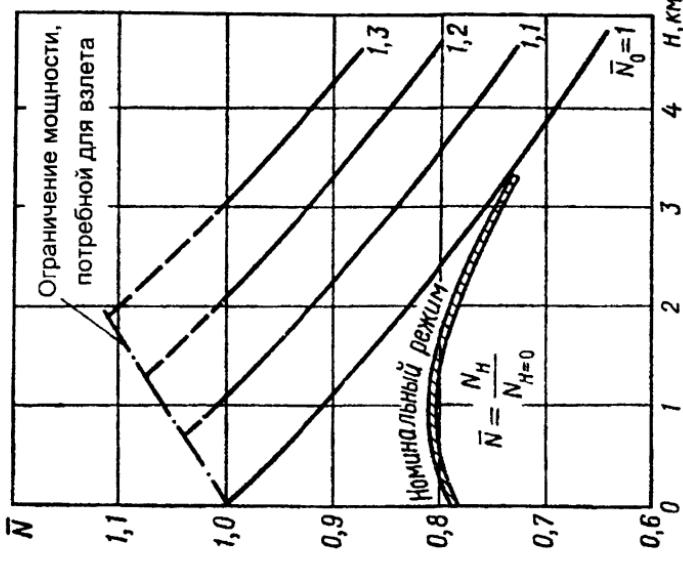


Рис. 4.7. Обобщенные высотные характеристики ГТД

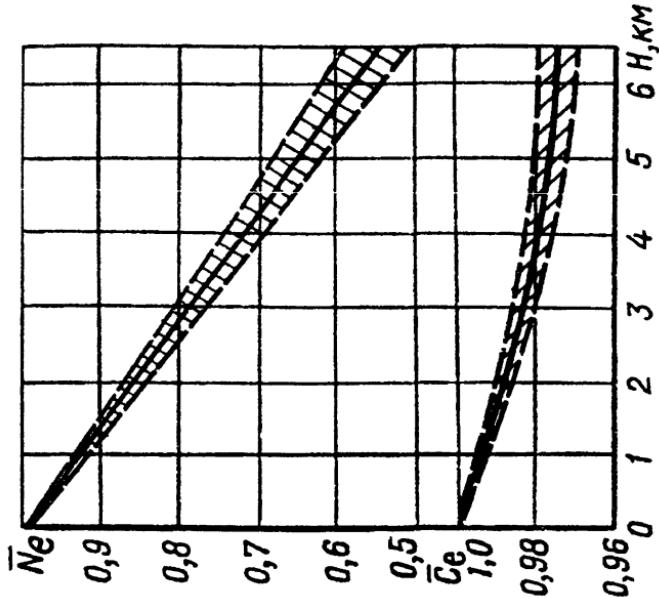


Рис. 4.6. Высотная характеристика невысотного двигателя (заштрихованы области разброса данных конкретных двигателей)

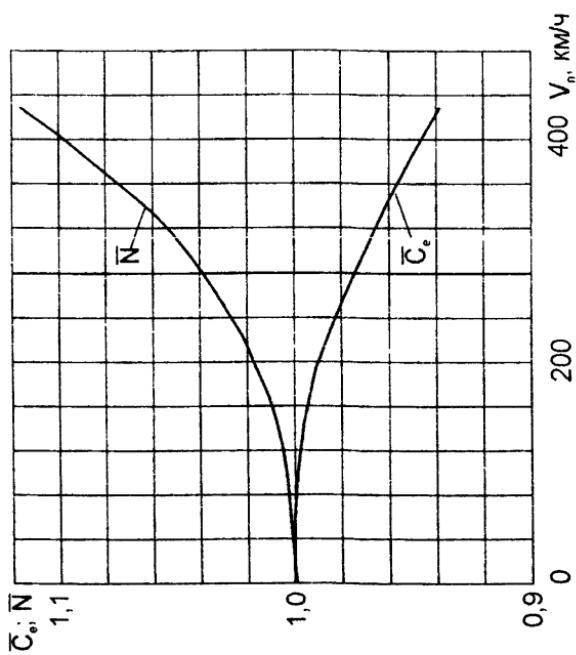


Рис. 4.8. Характеристики по скорости полета

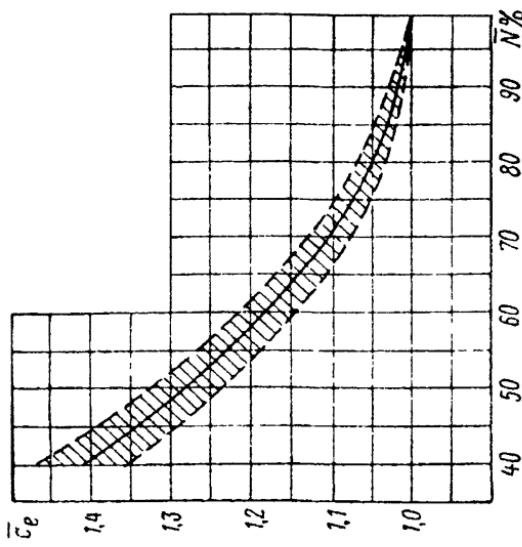


Рис. 4.9. Изменение удельного расхода топлива при уменьшении мощности двигателя (по данным для большого числа двигателей)

- краны, клапаны, фильтры (внешняя арматура);
- приборы контроля и управления;
- трубопроводы топливные и дренажные.

К топливным системам, независимо от их применения на ЛА и конструктивного оформления, предъявляются следующие требования:

- надежность хранения, подготовки и подачи топлива в двигатель на всех режимах полета аппарата;
- достаточная высотность;
- сохранение работоспособности при повреждениях и отказах его агрегатов;
- независимость центровки ЛА от выработки топлива (это особенно важно для вертолетов, у которых диапазон изменения центровки крайне ограничен);
- доступ к агрегатам топливной системы (кранам, фильтрам, сливным и заправочным горловинам и др.); свободный доступ ко всем топливным магистралям и их соединениям желателен, но не обязателен из-за возможного усложнения конструкции аппарата;
- противопожарная безопасность.

Способ перекачки топлива успешно используется во всех современных системах питания топливом на ЛА (рис. 4.10).

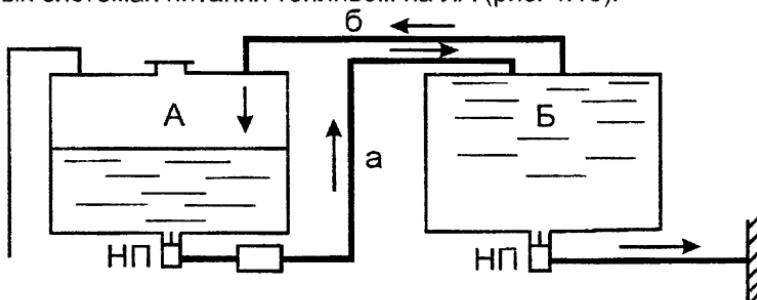


Рис. 4.10. Схема питания по способу перекачки топлива

Для выполнения требований, предъявляемых к топливным системам, необходимо:

- для увеличения живучести системы питания топливом баки или, в крайнем случае, группы баков выполнять по возможности автономными. Тогда выход из строя отдельного бака или трубопровода не приведет к выходу из строя всей системы;
- расходный бак устанавливать вблизи двигателя, чтобы его легче было защитить от повреждения, — это повысит живучесть системы. Создается как бы аккумулятор топлива, обеспечивающий непрерывное питание двигателя не только при тяжелых маневрах.

рах аппарата и переключении баков, но и при выходе из строя основных баков;

– располагать баки и топливные магистрали так, чтобы при аварийной посадке они не были повреждены. Для этого ниже топливных магистралей должны проходить силовые элементы конструкции аппарата, амортизирующие посадочный удар при аварии;

– избегать прокладки топливных магистралей вблизи нагретых частей двигателей, а при невозможности выполнения этого условия надежно теплоизолировать трубопроводы;

– прокладывать трассу трубопроводов плоскими панелями монотонно, т.е. с небольшим постоянным наклоном, избегая резких пространственных пересечений. "Строительные" уклоны трассы должны обеспечивать стекание воды в фильтры или в отстойники баков и выход воздуха (или паров бензина) в баки, в паровоздухоотделитель или в атмосферу;

– агрегаты системы (насосы, фильтры, краны, клапаны, угольники дополнительного питания и др.) желательно группировать вместе (в виде блока), а не расставлять по всей трассе;

– учитывать возможность потери герметичности, поломки или другого повреждения любой точки системы. Вытекающее топливо должно иметь свободный выход и не попадать на горячие участки СУ, в кабины и закрытые отсеки конструкции, где оно может скапливаться, угрожая безопасности полета;

– жесткие трубопроводы не должны иметь знакопеременных и осевых нагрузок, возникающих при деформациях конструкции или термических расширениях. Следует выполнять участки топливной трассы, подвергающиеся этим нагрузкам, из специальных (гибких) шлангов и устанавливать компенсаторы в виде продолженных криволинейных участков;

– все топливо, подаваемое в двигатель, включая и пусковое, должно проходить через фильтры;

– штуцер бака, в который возвращается топливо, необходимо располагать так, чтобы поступающее топливо не бурлило, а пузырьки паров топлива и воздуха не попадали в заборный штуцер. Для этого заборный штуцер возврата топлива устанавливают ниже уровня топлива со специальными насадками- успокоителями или густыми сетками.

О сложности системы питания при наличии большого количества топливных баков на двухдвигательном вертолете можно судить по схемам питания топливом вертолетов Ми-6, Ми-26.

Топлива, применяемые для питания авиадвигателей, — многокомпонентные жидкие смеси нескольких углеводородов с большим диапазоном температур кипения. Основными их параметрами являются упругость паров, теплотворная способность, плотность, вяз-

кость, химическая нейтральность, гигроскопичность и наличие механических примесей.

Упругостью паров называется атмосферное давление, при котором происходит интенсивное выделение паров из жидкой фазы (кипение). Для однородных жидкостей (вода, спирт и т.п.) давление паров при определенной температуре является однозначной величиной, и для них можно построить график  $P_t(t)$  — рис. 4.11, а.

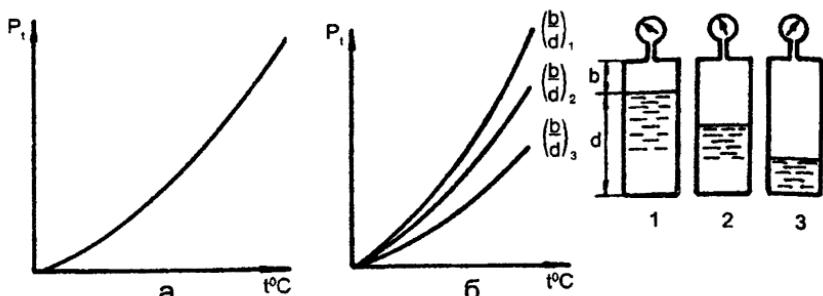


Рис. 4.11. Упругость паров топлива:

а — однокомпонентная жидкость; б — многокомпонентная жидкость (бензин)

Для многокомпонентных жидкостей построить такой график довольно сложно, так как при одной и той же температуре давление насыщенного пара по мере испарения легких фракций падает в результате изменения отношения объемов паровой и жидкой фаз (рис. 4.11, б).

Давление паров авиационных бензинов при  $t = 40^\circ\text{C}$  находится в пределах  $(3,5...5,3) \cdot 10^4 \text{ Па}$ , а температура замерзания  $-60^\circ\text{C}$ .

Упругость паров топлива обозначается величиной  $P_t b / d$ , где  $t$  — температура топлива,  $b$  — объем паров фазы,  $d$  — объем жидкой фазы.

Для расчетов пользуются условной величиной давления паров  $P_t 4/1$ , где температура топлива согласно ГОСТ 1756-42 равна  $37,8^\circ\text{C}$ . Обычно принимают  $t = 40^\circ\text{C}$  при тех же отношениях паровой и жидкой фаз, равных 4/1.

У авиационных керосинов упругость паров при тех же условиях составляет  $(0,4...1,7) \cdot 10^4 \text{ Па}$ .

Условное значение давления паров определяется на специальном приборе Рейда, поэтому оно называется давлением паров по Рейду и обозначается индексом Rid (Prid).

Влияние температуры на давление паров бензина в диапазоне температур от 15 до  $60^\circ\text{C}$  можно определить, пользуясь эмпирической формулой:

$$P_{t4/1} = P_{Rid} = \left(1 - \frac{37,8 - t}{75}\right)^2, \quad (4.2)$$

а для авиационных керосинов в диапазоне температур  $0 < t < 40^{\circ}\text{C}$  приемлема формула

$$P_{t4/1} = P_{Rid} = \left(1 - 2,2 \frac{40 - t}{100}\right)^2. \quad (4.3)$$

О влиянии температуры на упругость паров можно судить по зависимости: при  $t = -40^{\circ}\text{C}$  давление паров бензина составляет  $P_{t4/1} = 4,5 \cdot 10^4 \text{ Па}$ , при  $t = -10^{\circ}\text{C}$  оно равно  $P_{t4/1} = 0,86 \cdot 10^4 \text{ Па}$ . Следовательно, одним из средств повышения высотности системы является понижение температуры топлива.

Для расчета топливных систем можно принимать температуру топлива равной  $40^{\circ}\text{C}$ , что соответствует наиболее тяжелым летным условиям эксплуатации в умеренном климате. При расчете высотности системы температуру топлива берут такую же, поскольку за время подъема ЛА топливо в баках не успевает значительно изменить свою энталпию путем отдачи тепла через стенки баков, особенно при их протектировании.

На расчет высотности открытых систем питания весьма большое влияние оказывает падение давления в окружающей атмосфере. До тех пор, пока давление в баках превышает давление кипения при данной температуре хотя бы на  $(0,8...1,05) \cdot 10^4 \text{ Па}$ , испарение топлива незначительно, и его можно не учитывать. Но при давлениях, близких к давлению паров топлива или равных ему, происходит интенсивное испарение, и потери топлива сильно возрастают.

Температуру кипения бензина можно определить по формуле

$$t_{\text{кип}} \approx 70 - 4H, \quad (4.4)$$

где  $H$  — высота полета, км.

Высота, на которой начинается кипение бензина:

$$H_{\text{кип}} = 17,5 - 0,25 \cdot t_{\text{кип}}. \quad (4.5)$$

При наборе высоты и при полетах на высоте, где атмосферное давление равно упругости паров, воздух и пары, выходя через дренажные трубопроводы, захватывают с собой мелкие капли кипящего топлива, что приводит к его большим потерям.

Приближенно можно считать, что при увеличении высоты полета, которая выше указанной, потери бензина в баках с открытым дренажом составляют 1...2% в час на 1 км высоты, а при быстром наборе высоты —  $\Delta m_{\text{исп}} = 1,5(H - H_0)\%$ .

Следовательно, системы питания с открытым дренажом бензобаков малопригодны для полетов на больших высотах.

Теплота сгорания топлива (теплопроводная способность) бывает объемной и удельной. Удельная теплота сгорания авиационных

бензинов и керосинов почти одинакова и равна 42700...44500 кДж/кг, а объемная теплота сгорания у керосина выше, чем у бензина, так как плотность керосина больше плотности бензина. Объемная теплота сгорания керосина 35500 кДж/л, а бензина — 32600 кДж/л.

Плотность бензина 0,72...0,74 кг/л, керосина — 0,82...0,84 кг/л. Требования к авиационным топливам в отношении степени очистки, содержания воды и постоянства плотности весьма высокие, а поэтому и диапазон изменения их плотности крайне ограничен.

Вязкость керосина в 3-4 раза больше, чем вязкость бензина, у последнего при  $t = 40^\circ\text{C}$   $\nu = 0,66 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2/\text{с}$ , а при  $t \neq 40^\circ\text{C}$  ее можно определить по формуле

$$\nu_t = \nu_{40} \left( \frac{480}{440 - t} \right)^3. \quad (4.6)$$

Химическая нейтральность топлива заключается в отсутствии окислов и щелочей, разрушающих трубопроводы, агрегаты и арматуру. Так, окислы алюминия обладают абразивными свойствами и, помимо засорения фильтров и жиклеров, вредно действуют на ресурс помп и других агрегатов.

Гигроскопичность топлива — способность поглощать из атмосферы влагу — зависит от температуры топлива. Чем выше температура, тем больше влаги топливо поглощает. Так, например, при  $t = 10^\circ\text{C}$  содержание влаги ~4...6 г/т; при  $t = 40^\circ\text{C}$  содержание влаги 120...150 г/т.

Наличие влаги в топливе приводит к обволакиванию фильтрующих элементов, к отстою в нижних точках трубопроводов, где вода может замерзнуть и нарушить нормальную работу системы. Кроме того, появление влаги в топливе приводит к коррозии элементов топливной системы.

Количество растворенного в бензине воздуха достигает 10...15% и более. При давлении в баке, близком к давлению паров бензина, т.е. на режимах, близких к кавитационным, происходит интенсивное выделение воздуха и паров бензина, что значительно ухудшает условия работы насосов.

Расчетными случаями для топливных систем являются режимы полета аппарата, при которых имеют место большие расходы топлива и наибольшие перегрузки, вызывающие отлив топлива от насоса. При этом следует учитывать питание максимального числа двигателей, минимальный уровень топлива в баках (2,5% объема) и наименее выгодное пространственное положение ЛА.

Для проведения указанных расчетов необходимо иметь следующие данные:

— монтажную схему системы питания — точное пространственное расположение агрегатов топливной системы (в масштабе) с ука-

занием фактических размеров (или предварительную компоновочную схему силовой установки аппарата);

– основные характеристики двигателей: для ПД и ГТД —  $N_e = f_1(V, H)$ ,  $C_e = f_2(N_e, H)$ ; для реактивных —  $T = f_3(V, H)$ ,  $C_r = f_4(T, H)$ ;

– сорт используемого топлива и его основные характеристики:  $P_t b/d$ ,  $\gamma$  и  $\nu$ .

Расчет топливной системы в основном сводится к определению:

– объема баков, порядка их выработки и влияния выработки на центровку аппарата;

– сопротивления топливной трассы от баков к насосу, установленному на двигателе;

– потери топлива за счет испарения легких фракций и выноса капелек топлива при бурном выделении воздуха из-за большой скопроподъемности ЛА;

– высотности системы, т.е. предельной высоты полета, до которой топливная система обеспечивает надежную работу двигателя;

– надежности дренажной системы, предназначенный для регулирования давления в баках;

– надежности совместной подачи топлива нескольких баков в общую магистраль;

– параметров аварийного слива (если таковой имеется).

#### **4.4.2. Высотность топливной системы**

Основное требование к топливной системе — надежное питание топливом двигателей на всех режимах полета — обеспечивается расчетами. Наиболее ответственный режим — это полет на большой высоте.

Граница высотности определяется высотой полета, до которой обеспечивается бесперебойная подача топлива к двигателю. С увеличением высоты полета падает давление внешнего воздуха, снижается давление внутри топливной системы, что приводит к усиленному выделению воздуха, растворенного в топливе, и испарению самого топлива. В результате этого возможно образование паровоздушных пробок в трубопроводах, насосах и других элементах. При понижении давления топлива до давления его насыщенных паров возникает бурное выделение паров и воздуха (явление кавитации). При образовании паровоздушных пробок в топливной системе поток топлива становится двухфазным, что приводит к резким пульсациям давления, которые вызывают износ насосов, колебания и перебои в подаче вплоть до самопроизвольного выключения двигателя.

Основная величина, определяющая нормальную работу топливной системы, — это давление  $P_{ex}$  на входе в топливный насос.

Теоретически отказ работы топливной системы (образование кавитации) наступает тогда, когда давление в системе становится равным давлению насыщаемых паров топлива. Практически на отдельных участках топливной системы (например, во всасывающей полости топливного насоса) давление будет меньше замеряемого в системе. Это приводит к возникновению кавитации раньше (на меньшей высоте), чем наступит давление в системе, равное давлению упругости паров  $P_t 4/1$ . Поэтому для получения необходимых и устойчивых перепадов давления и производительности насоса необходимо на входе создать некоторое избыточное давление, превышающее упругость паров топлива, которое принято называть кавитационным запасом  $\Delta P_{kav}$ .

Метод расчета топливной системы аналогичен методу расчета любых гидравлических трасс. Для СУ он сводится к удовлетворению условия — располагаемое давление на входе в насос должно быть равно потребному или больше него:

$$P_{ex, \text{расп}} \geq P_{ex, \text{потр}} = P_t 4/1 + \Delta P_{kav}. \quad (4.7)$$

Условие (4.7) должно выполняться на всех режимах полета, при всех возможных перегрузках и температурах.

Минимальный кавитационный запас зависит от конструктивной схемы насоса, места установки, производительности, числа оборотов и т.д.

Все факторы не поддаются точному расчету и обычно определяются экспериментально.

Средние статистические данные по кавитационным запасам приведены в табл. 4.1 [33].

Таблица 4.1

| Коловратные насосы ПД                                    | Подкачивающие насосы ПН, устанавливаемые на планере | Насосы подкачки ДЦН, устанавливаемые на ГТД | Насосы высокого давления — насосы-регуляторы НР ГТД |
|--|---|---|---|
| Кавитационный запас насосов $\Delta P_{kav}$ , мм.рт.ст. |   |   |   |
| 40...60  | 75...185  | 220...600                                   | 1100...2200   |

Давление перед насосом, определяющее высотность системы (рис.4.12):

$$P_{ex, \text{расп}} = P_h + \Delta P_B \pm y \cdot \gamma_T + \Delta P_{h,p} - K \left( \sum \lambda \frac{l}{d} + \sum \xi \right) \cdot \frac{v_T^2}{2g} \pm P_j. \quad (4.8)$$

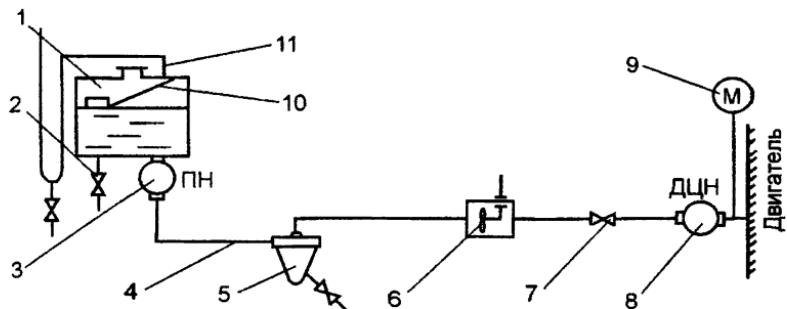


Рис. 4.12. Принципиальная схема топливной системы:

1 — бак, 2 — сливной кран, 3 — подкачивающий насос ПН, 4 — трубопровод, 5 — фильтр низкого давления, 6 — датчик расходомера, 7 — перекрывающий кран, 8 — подкачивающий насос двигателя ДЦН, 9 — манометр, 10 — датчик топливомера, 11 — дренажная система

Здесь  $P_a$  — давление окружающей среды;  $\Delta P_b$  — избыточное давление в баке;  $y$  — разность по высоте между уровнем топлива и отметкой всасывающего патрубка насоса;  $\Delta P_{n.p}$  — напор, создаваемый насосом подкачки;  $\gamma_t$  — удельный вес топлива;  $K \Sigma \lambda \frac{l}{d} \cdot \frac{v_t^2}{2g}$  —

гидравлические потери в трубопроводах трассы;  $K \Sigma \xi \cdot \frac{v_t^2}{2g}$  — гидрав-

лические потери в агрегате трассы;  $K$  — коэффициент повышения гидравлических потерь;  $\lambda$  — коэффициент потерь на трение в трубопроводе;  $l$  — длина участка трубопровода;  $d$  — внутренний диаметр трубопровода;  $v_t$  — скорость движения топлива в трубопроводе;  $g$  — ускорение свободного падения,  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ ;  $\xi$  — коэффициент потерь в элементах (агрегатах) системы;  $P_j$  — инерционное давление, возникающее при фигурных полетах и действующее в направлении, обратном ускорению:

$$\begin{aligned} P_{jx} &= n_x \sum I_x \text{ столба топлива;} \\ P_{jy} &= n_y \sum I_y \text{ столба топлива;} \\ P_{jz} &= n_z \sum I_z \text{ столба топлива.} \end{aligned} \quad (4.9)$$

Здесь  $n_x$ ,  $n_y$  и  $n_z$  — коэффициенты перегрузок, действующие в направлении соответствующих осей;  $I_x$ ,  $I_y$  и  $I_z$  — проекции длины трубопровода на соответствующие оси координат.

В том случае, когда направление ускорения совпадает с направлением движения топлива, инерционные силы препятствуют движению топлива к насосу и давление  $P_{ex,расп}$  уменьшается.

Чем длиннее вертикальные участки трубопроводов, тем большее значение имеют вертикальные ускорения, и чем длиннее горизонтальные участки, тем большее значение имеют горизонтальные ускорения.

Потери напора на трение и на преодоление местных сопротивлений (сопротивления в агрегатах) для топливных трасс определяются обычными методами гидравлики с учетом числа Рейнольдса.

*Гидравлические сопротивления*  $\Sigma P_i$  складываются из сопротивления от трения  $P_{mp}$  и местных гидравлических сопротивлений  $P_m$ :

$$\Sigma P_i = P_{mp} + P_m. \quad (4.10)$$

Потери давления из-за сопротивления трения определяются по формуле

$$P_{mp} = \lambda \frac{I}{d} \cdot \frac{\gamma_T v_T^2}{2g}. \quad (4.11)$$

Коэффициент сопротивления трения  $\lambda$  изменяется в зависимости от режима движения топлива, определяемого числом Рейнольдса:

$$R_e = \frac{v_T \cdot d}{\nu_T}. \quad (4.12)$$

Если известен расход топлива  $W$ , то  $v_T = \frac{4W}{\pi d^2}$  и число Рейнольдса  $R_e = \frac{4W}{\pi d \nu_T}$ ;  $\nu_T$  — коэффициент кинематической вязкости (табл. 4.2)

Таблица 4.2

| Топливо   | Температура, °C      |                      |                      |
|---|----------------------|----------------------|----------------------|
|   | 40                   | 20                   | -40                  |
| Коэффициент кинематической вязкости, м/c <sup>2</sup> |                      |                      |                      |
| Бензин Б-70   | $0,58 \cdot 10^{-6}$ | $0,69 \cdot 10^{-6}$ | $1,75 \cdot 10^{-6}$ |
| Керосин Т-1   | $1,21 \cdot 10^{-6}$ | $1,63 \cdot 10^{-6}$ | $8,59 \cdot 10^{-6}$ |

Для ламинарного режима движения топлива, когда  $R_e \leq 2300$ , коэффициент сопротивления трения:

$$\lambda = \frac{64}{R_e}. \quad (4.13)$$

Для турбулентного режима движения, когда  $3 \cdot 10^3 < R_e < 10^5$ , коэффициент сопротивления трения:

$$\lambda = \frac{0,316}{\sqrt[4]{R_e}}. \quad (4.14)$$

*Местные сопротивления* возникают при изменении сечения (скорости) или направления потока, что сопровождается вихреобраз-

зованиеем, изменением поля скоростей по сечению потока и приводит к потерям давления  $P_m$ .

Общепринятая формула для  $P_m$ :

$$P_m = \sum \xi_m \frac{\gamma_T v_T^2}{2g}, \quad (4.15)$$

где  $v_T$  — скорость топлива, обычно за местом потерь;  $\xi_m$  — коэффициент местного сопротивления.

Значение коэффициента местного сопротивления определяется главным образом экспериментально или по справочникам гидравлических сопротивлений.

Некоторые данные по коэффициентам местных сопротивлений приведены в табл. 4.3.

При определении гидравлических потерь в гибких шлангах коэффициент потерь  $\lambda$  необходимо увеличивать в 4-6 раз, т.е.

$$\lambda_{e.w} = (4...6) \lambda_{met.tpr}, \quad (4.16)$$

где  $\lambda_{e.w}$  — коэффициент потерь в гибких шлангах;  $\lambda_{met.tpr}$  — коэффициент потерь в металлических трубах.

В табл. 4.3 приведены коэффициенты местных потерь отдельных агрегатов трассы.

Таблица 4.3

| Места и условия появления местных сопротивлений                                 | Коэффициент потерь $\xi_m$             |
|---|--|
| Вход в трубопровод из бака  | 1,0                                    |
| Соединение гибким шлангом   | 0,3                                    |
| Фильтры сетчатые  | 1,5...2,3                              |
| Поворот под прямым углом без закругления<br>(угольник, тройник и т.п.)          | $\xi_{90} = 1,1...1,3$                 |
| Поворот на угол $\alpha$ без закругления  | $\xi = \xi_{90} \frac{\alpha}{90}$     |
| Поворот на угол $\alpha$ при радиусе закругления<br>по осевой линии $R=(2...3)$ | $\xi = (0,33...0,4) \frac{\alpha}{90}$ |
| Коллекторные узлы трубопроводов   | 2                                      |
| Краны запорные  | 0,1...0,5                              |
| Краны клапанные   | 0,7...1,0                              |
| Краны игольчатые  | 2,6                                    |
| Краны многоходовые  | 2...4,5                                |
| Краны сливные   | 4...5                                  |
| Обратные клапаны  | 2                                      |
| Резкое уменьшение скорости от $v_1$ до $v_2$                                    | $\left(1 - \frac{v_2}{v_1}\right)^2$   |
| Резкое увеличение скорости потока   | $\leq 0,5$                             |

При использовании топливной системы с подачей топлива к насосу двигателя самотеком (рис. 4.13), что имеет место для сверхлегких вертолетов:

$$P_{ex,расп} = P_h + \Delta P_b \pm \gamma_T \cdot y - \sum P_i - \frac{\gamma_T v_T^2}{2g} \pm P_j. \quad (4.17)$$

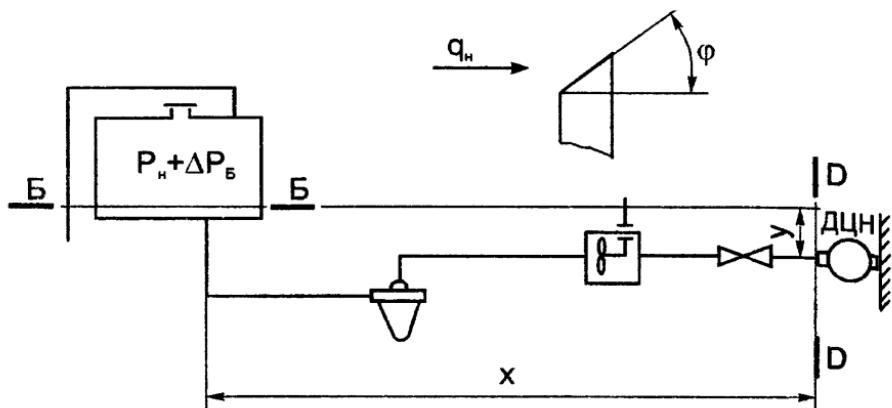


Рис. 4.13. К расчету высотности топливной системы

Определив  $P_{ex,расп}$ , можно установить, является ли данная система работоспособной при заданных расчетных условиях, удовлетворяет ли она условию  $P_{ex,расп} \geq P_{ex,потр}$ .

#### 4.4.3. Дренажная система вертолета

Дренажные системы называют открытыми, если воздушное пространство бака сообщается с атмосферой, и закрытыми, если этого нет. В последнем случае воздушное пространство соединяется с нагнетающей магистралью от патрубка выхлопа двигателя или системой подачи нейтрального газа.

В жестких баках желательно, а в мягких баках обязательно иметь избыточное давление, что при открытых дренажных системах достигается за счет использования скоростного напора.

При быстром снижении аппарата давление в баке может стать меньше внешнего давления, и бак будет смят или разрушен.

При современных скоростях полета скоростной напор на малых высотах может достигать значений, опасных для прочности бака. Поэтому в системе дренажа следует предусматривать специальные устройства, ограничивающие давление, в виде предохранительных клапанов.

панов с заслонками либо в виде специальных входных устройств (скос приемника). В последнем случае давление в баке может быть определено из соотношения

$$\Delta P_B = K_\phi \cdot K_{n.c} \cdot q_n, \quad (4.18)$$

где  $K_\phi$  — коэффициент, учитывающий угол скоса;  $K_{n.c}$  — коэффициент, учитывающий эффект торможения пограничного слоя;  $q_n$  — скоростной напор на расчетной высоте полета.

Угол скоса  $\varphi < 30^\circ$  недопустим, так как давление в баке меньше атмосферного, а при  $\varphi = 0^\circ$  оно достигает значений  $0,2q_n$ .

Влияние пограничного слоя определяют экспериментально. Обычно  $K_{n.c}$  изменяется в пределах 0,51..0 и зависит от места вывода дренажа и длины выводной трубы.

Для равномерности давления в баках и одновременной выработки топлива в параллельно соединенных баках систему дренажа следует делать общей для всех баков (от одного приемника).

Основными расчетными случаями для системы дренажа являются быстрый набор высоты и быстрое снижение по вертикали. Причем последний случай обычно наиболее опасный. Кроме того, необходимо учитывать условия аварийного слива и заправки бака снизу.

Для расчета должны быть известны:  $K_\phi$  — коэффициент, учитывающий угол скоса;  $v_y$  — средняя скорость вертикального снижения;  $\Sigma \xi$  — суммарные гидравлические потери в магистрали;  $W_B$  — не занятенный топливом объем бака, л;  $v_{ch}$  — скорость снижения по траектории:

$$F_{dp} \geq 7,5 \cdot 10^{-3} \frac{v_y}{v_{ch}} \sqrt{\frac{\Sigma \xi}{K_\phi}} \cdot W_B, \quad (4.19)$$

где  $F_{dp}$  — площадь проходов сечения дренажной трубы, см<sup>2</sup>.

Обычно  $d_{dp}$  делают равным диаметру  $d$  основного бензопровода или  $d_{dp} \geq 12 \dots 15$  мм.

Ко всем элементам топливной системы предъявляются следующие основные требования: герметичность, надежность, малая масса, коррозионная устойчивость, малые гидравлические сопротивления и др.

## ПРИЛОЖЕНИЯ

*Приложение 1*

### Перевод единиц системы МКГСС и внесистемных единиц в единицы СИ

| Величина                             | Единица  |   | Перевод в единицы СИ   |
|--------------------------------------|--|---|--|
|                                      | Наименование   | Обозначение   |  |
| Масса                                | килограмм-сила-секунда в квадрате на метр  | $\text{кгс}\cdot\text{с}^2/\text{м}$  | 9,80665 кг   |
| Сила                                 | килограмм-сила   | кгс   | 9,80665 Н  |
| Момент                               | килограмм-сила-метр  | $\text{кгс}\cdot\text{м}$   | 9,80665 Н·м  |
| Момент инерции                       | килограмм-сила-метр-секунда в квадрате   | $\text{кгс}\cdot\text{м}\cdot\text{с}^2$  | 9,80665 кг·м <sup>2</sup>  |
| Давление                             | килограмм-сила на квадратный метр<br>техническая атмосфера:<br>килограмм-сила на квадратный сантиметр<br>физическя атмосфера:<br>миллиметр водяного столба<br>миллиметр ртутного столба<br>бар | кгс/м <sup>2</sup><br>атм<br>кгс/м <sup>2</sup><br>атм<br>мм вод. ст<br>мм рт. ст.<br>бар | 9,80665 Па<br>98066,5 Па<br>98066,5 Па<br>101325 Па<br>9,80665 Па<br>132,322 Па<br>$1\cdot 10^5$ Па          |
| Работа и энергия                     | килограмм-сила-метр<br>лошадиная сила-час<br>киловатт-час  | $\text{кгс}\cdot\text{м}$<br>л.с.ч.<br>кВт·ч  | 9,80665 Дж<br>$2,64780\cdot 10^6$ Дж<br>$36\cdot 10^6$ Дж  |
| Мощность                             | килограмм-сила-метр в секунду<br>лошадиная сила  | $\text{кгс}\cdot\text{м}/\text{с}$<br>л.с.  | 9,80665 Вт<br>735,499 Вт   |
| Динамическая вязкость                | килограмм-сила-секунда на квадратный метр  | $\text{кгс}\cdot\text{с}/\text{м}^2$  | 9,80665 Па·с   |
| Плоский угол                         | секунда<br>минута<br>градус<br>прямой угол<br>оборот (полный угол)   | "<br>·<br>°<br>L<br>об  | $4,848177\cdot 10^{-4}$ рад<br>$2,908882\cdot 10^{-4}$ рад<br>0,01745329 рад<br>1,570796 рад<br>6,283185 рад |
| Телесный угол                        | градус в квадрате  | $\square^\circ$   | $3,0462\cdot 10^{-4}$ ср   |
| Линейная скорость                    | километр в час   | км/ч  | 0,277778 м/с   |
| Угловая скорость                     | градус в секунду<br>оборот в секунду<br>оборот в минуту  | '/с<br>об/с<br>об/мин   | 0,01745329 рад/с<br>6.283185 рад/с<br>0,1047197 рад/с  |
| Напряжение (нормальное, касательное) | килограмм-сила на квадратный миллиметр<br>килограмм-сила на квадратный сантиметр   | $\text{кгс}/\text{мм}^2$<br>$\text{кгс}/\text{см}^2$                                      | $9,80665\cdot 10^6$ Па<br>9,80665·10 <sup>4</sup> Па   |
| Количество теплоты                   | калория (междунар.)  | кал   | 4,1868 Дж  |
| Удельная теплоемкость                | килокалория на килограмм-градус Цельсия  | ккал/(кг·°C)  | $4,1868\cdot 10^3$ Дж/(кг·K)   |
| Удельное электрическое сопротивление | ом-квадратный миллиметр на метр  | Ом $\text{мм}^2/\text{м}$   | $10^{-5}$ Ом·м   |

**Атмосфера стандартная и ее параметры по ГОСТ 4401-81**

| Геометрическая высота<br><i>m</i> | Величины в функции геометрической высоты |                          |   |   |   |          | Скорость звука<br><i>a, м/с</i> |
|-----------------------------------|--|--------------------------|---|---|---|----------|---------------------------------|
|                                   | Температура<br><i>T, K</i>               | Давление<br><i>P, Па</i> | Плотность<br><i>ρ, кг/м<sup>3</sup></i> | Относительная плотность<br><i>Δ=ρ<sub>н</sub>/ρ<sub>0</sub></i> | Ускорение свободного падения<br><i>g, м/с<sup>2</sup></i> |          |                                 |
| 0                                 | 283,15                                   | 15,0                     | 101325                                  | 760   | 1,225   | 1,0      | 9,8066                          |
| 100                               | 287,5                                    | 14,35                    | 100129                                  | 751,03  | 1,213   | 0,990204 | 9,8063                          |
| 200                               | 286,85                                   | 13,7                     | 98945,4                                 | 742,15  | 1,2016  | 0,980898 | 9,806                           |
| 300                               | 286,2                                    | 13,05                    | 97777,27                                | 733,36  | 1,19011   | 0,971518 | 9,8057                          |
| 400                               | 285,55                                   | 12,4                     | 96614,0                                 | 724,45  | 1,17865   | 0,96216  | 9,8054                          |
| 500                               | 284,9                                    | 11,75                    | 95461,3                                 | 716,019   | 1,16727   | 0,95287  | 9,8051                          |
| 600                               | 284,25                                   | 11,1                     | 94322,3                                 | 707,476   | 1,15558   | 0,943657 | 9,8048                          |
| 700                               | 283,6                                    | 10,451                   | 93194,4                                 | 699,016   | 1,14478   | 0,934514 | 9,8045                          |
| 800                               | 282,95                                   | 9,801                    | 92077,5                                 | 690,683   | 1,13366   | 0,925436 | 9,8042                          |
| 900                               | 282,301                                  | 9,151                    | 90971,5                                 | 682,312   | 1,12261   | 0,916416 | 9,8039                          |
| 1000                              | 281,651                                  | 8,501                    | 89876,3                                 | 674,128   | 1,11166   | 0,907477 | 9,8036                          |
| 1100                              | 281,001                                  | 7,851                    | 88791,8                                 | 665,993   | 1,10079   | 0,898604 | 9,8033                          |
| 1200                              | 280,351                                  | 7,201                    | 87718,0                                 | 657,939   | 1,0899  | 0,889714 | 9,8029                          |
| 1300                              | 279,702                                  | 6,552                    | 86654,8                                 | 649,914   | 1,07928   | 0,881045 | 9,8026                          |
| 1400                              | 279,052                                  | 5,902                    | 85602,0                                 | 642,068   | 1,06865   | 0,872367 | 9,8023                          |
| 1500                              | 278,401                                  | 5,252                    | 84597,0                                 | 634,25  | 1,0581  | 0,863755 | 9,802                           |
| 1600                              | 277,753                                  | 4,603                    | 83527,7                                 | 626,509   | 1,04764   | 0,855216 | 9,8017                          |
| 1700                              | 277,103                                  | 3,953                    | 82505,9                                 | 618,845   | 1,03725   | 0,846735 | 9,8014                          |

## Продолжение прил. 2

| Геометрическая высота | Величины в функции геометрической высоты |                     |             |                              |                              |                          | Скорость звука         |
|-----------------------|--|---------------------|-------------|------------------------------|------------------------------|--------------------------|------------------------|
|                       | Температура                              | Давление            | Плотность   | Относительная плотность      | Ускорение свободного падения | $g, \text{м}/\text{с}^2$ |                        |
| $M$                   | $T, \text{K}$                            | $t, ^\circ\text{C}$ | $\text{Па}$ | $\rho, \text{кг}/\text{м}^3$ | $\Delta = \rho_n / \rho_0$   | $g, \text{м}/\text{с}^2$ | $a, \text{м}/\text{с}$ |
| 1800                  | 276,453                                  | 3,303               | 81494,3     | 611,258                      | 1,02694                      | 0,838318                 | 9,8011                 |
| 1900                  | 275,804                                  | 2,654               | 80492,9     | 603,746                      | 1,01671                      | 0,829967                 | 9,8008                 |
| 2000                  | 275,154                                  | 2,004               | 79501,4     | 596,31                       | 1,00655                      | 0,821673                 | 9,8005                 |
| 2100                  | 274,505                                  | 1,355               | 78519,9     | 588,948                      | 0,996479                     | 0,813452                 | 9,8002                 |
| 2200                  | 273,855                                  | 0,705               | 77548,3     | 581,66                       | 0,98648                      | 0,805289                 | 9,7999                 |
| 2300                  | 273,205                                  | 0,055               | 76584,4     | 574,445                      | 0,976563                     | 0,797194                 | 9,7996                 |
| 2400                  | 272,556                                  | -0,594              | 75634,2     | 567,304                      | 0,96672                      | 0,789159                 | 9,7992                 |
| 2500                  | 271,906                                  | -1,244              | 74691,7     | 560,234                      | 0,956954                     | 0,781187                 | 9,7989                 |
| 2600                  | 271,257                                  | -1,893              | 73758,8     | 553,236                      | 0,94726                      | 0,77327                  | 9,7986                 |
| 2700                  | 270,607                                  | -2,543              | 72835,3     | 546,31                       | 0,937649                     | 0,765428                 | 9,7983                 |
| 2800                  | 269,958                                  | -3,192              | 71921,3     | 539,454                      | 0,92811                      | 0,757641                 | 9,798                  |
| 2900                  | 269,309                                  | -3,841              | 71016,6     | 532,668                      | 0,918645                     | 0,749914                 | 9,7977                 |
| 3000                  | 268,659                                  | -4,491              | 70121,2     | 525,952                      | 0,909254                     | 0,742248                 | 9,7974                 |
| 3100                  | 268,01                                   | -5,14               | 69234,9     | 519,304                      | 0,89938                      | 0,734188                 | 9,7971                 |
| 3200                  | 267,36                                   | -5,79               | 68357,8     | 512,725                      | 0,89069                      | 0,727094                 | 9,7968                 |
| 3300                  | 266,711                                  | -6,439              | 67489,7     | 506,214                      | 0,881524                     | 0,719611                 | 9,7965                 |
| 3400                  | 266,062                                  | -7,088              | 66630,6     | 499,77                       | 0,872427                     | 0,712185                 | 9,7962                 |
| 3500                  | 265,413                                  | -7,737              | 65780,4     | 493,393                      | 0,863402                     | 0,704818                 | 9,7959                 |
| 3600                  | 264,763                                  | -8,387              | 64939,0     | 487,083                      | 0,854449                     | 0,697509                 | 9,7956                 |

| Геометрическая высота | Величины в функции геометрической высоты |          |         |             |                         |                              |                |         |
|-----------------------|--|----------|---------|-------------|-------------------------|------------------------------|----------------|---------|
|                       | Температура                              | Давление |         | Плотность   | Относительная плотность | Ускорение свободного падения | Скорость звука |         |
| M                     | T, K                                     | t, °C    | Па      | мм. рт. ст. | ρ, кг/м³                | Δρₙ/ρ₀                       | g, м/с²        | a, м/с  |
| 3700                  | 264,114                                  | -9,036   | 64106,4 | 480,837     | 0,84567                 | 0,690343                     | 9,7952         | 325,792 |
| 3800                  | 263,465                                  | -9,685   | 63282,5 | 474,658     | 0,836756                | 0,683066                     | 9,7949         | 325,392 |
| 3900                  | 262,816                                  | -10,334  | 62467,2 | 468,542     | 0,828016                | 0,615931                     | 9,7946         | 324,990 |
| 4000                  | 262,166                                  | -10,984  | 61660,4 | 462,491     | 0,819347                | 0,668855                     | 9,7943         | 324,589 |
| 4100                  | 261,517                                  | -11,633  | 60862,2 | 456,504     | 0,810747                | 0,661834                     | 9,7940         | 324,187 |
| 4200                  | 260,868                                  | -12,282  | 60072,3 | 450,579     | 0,802216                | 0,65487                      | 9,7937         | 323,784 |
| 4300                  | 260,219                                  | -12,931  | 59290,8 | 444,718     | 0,793755                | 0,64796                      | 9,7934         | 323,381 |
| 4400                  | 259,570                                  | -13,58   | 58517,6 | 438,918     | 0,785363                | 0,64111                      | 9,7931         | 322,977 |
| 4500                  | 258,921                                  | -14,229  | 57752,6 | 433,18      | 0,777038                | 0,634316                     | 9,7928         | 322,573 |
| 4600                  | 258,272                                  | -14,878  | 56995,7 | 427,503     | 0,768782                | 0,627577                     | 9,7925         | 322,169 |
| 4700                  | 257,623                                  | -15,527  | 56246,9 | 421,886     | 0,760593                | 0,62089                      | 9,7922         | 321,764 |
| 4800                  | 256,974                                  | -16,176  | 55506,1 | 416,33      | 0,752472                | 0,614263                     | 9,7919         | 321,358 |
| 4900                  | 256,325                                  | -16,825  | 54773,2 | 410,833     | 0,744417                | 0,607687                     | 9,7915         | 320,952 |
| 5000                  | 255,676                                  | -17,474  | 54048,3 | 405,395     | 0,736429                | 0,601166                     | 9,7912         | 320,545 |
| 5100                  | 255,027                                  | -18,123  | 53331,1 | 400,016     | 0,728506                | 0,594699                     | 9,7909         | 320,138 |
| 5200                  | 254,378                                  | -18,772  | 52621,7 | 394,695     | 0,720649                | 0,588285                     | 9,7906         | 319,731 |
| 5300                  | 253,729                                  | -19,421  | 51920,0 | 389,432     | 0,712858                | 0,581925                     | 9,7903         | 319,232 |
| 5400                  | 253,080                                  | -20,070  | 51225,9 | 384,225     | 0,705131                | 0,57561                      | 9,7900         | 318,914 |
| 5500                  | 252,431                                  | -20,719  | 50539,8 | 379,076     | 0,697469                | 0,56936                      | 9,7897         | 318,505 |

**I. Аэродинамические характеристики профилей,  
применяемых для лопастей несущих винтов (рис. П 3.1)**

1) Профиль NACA 23012

| Характеристики | M    | $\alpha^{\circ}$ | 15    |        |        |        |        |        |       |       |
|----------------|------|------------------|-------|--------|--------|--------|--------|--------|-------|-------|
|                |      |                  | -2    | 1,0    | 3,5    | 7      | 9      | 11     | 12,5  | 14,5  |
| $C_y$          | 0,3  | -0,085           | 0,205 | 0,46   | 0,81   | 1,035  | 1,21   | 1,365  | 1,525 | 1,525 |
|                | 0,4  | -0,1             | 0,2   | 0,445  | 0,8    | 1,01   | 1,2    | 1,33   | 1,42  | 1,42  |
|                | 0,5  | -0,085           | 0,225 | 0,485  | 0,85   | 1,0    | 1,185  | 1,24   | 1,25  | 1,245 |
|                | 0,6  | -0,085           | 0,225 | 0,485  | 0,843  | 0,94   | 1,0    | 1,03   | 1,048 | 1,05  |
|                | 0,7  | -0,085           | 0,245 | 0,505  | 0,715  | 0,785  | 0,837  | 0,87   | 0,91  | 0,915 |
|                | 0,8  | -0,065           | 0,285 | 0,43   | 0,556  | 0,625  | 0,675  | 0,715  | 0,76  | 0,77  |
|                | 0,85 | -0,055           | 0,185 | 0,3    | 0,435  | 0,49   | —      | —      | —     | —     |
|                | 0,9  | -0,075           | 0,09  | 0,2    | —      | —      | —      | —      | —     | —     |
|                |      |                  |       |        |        |        |        |        |       |       |
| $C_{xp}$       | 0,3  | 0,008            | 0,008 | 0,01   | 0,015  | 0,018  | 0,022  | 0,029  | 0,045 | 0,05  |
|                | 0,4  | 0,008            | 0,008 | 0,01   | 0,015  | 0,023  | 0,0355 | 0,043  | 0,07  | 0,074 |
|                | 0,5  | 0,008            | 0,008 | 0,01   | 0,019  | 0,031  | 0,0575 | 0,0835 | 0,121 | 0,13  |
|                | 0,6  | 0,008            | 0,009 | 0,0135 | 0,0365 | 0,0765 | 0,178  | 0,167  | 0,218 | 0,23  |
|                | 0,7  | 0,009            | 0,013 | 0,0275 | 0,09   | 0,138  | 0,181  | 0,213  | 0,254 | 0,252 |
|                | 0,8  | 0,0125           | 0,03  | 0,067  | 0,13   | 0,177  | 0,121  | 0,253  | 0,294 | 0,304 |
|                | 0,85 | 0,028            | 0,049 | 0,08   | 0,145  | 0,185  | —      | —      | —     | —     |
|                | 0,9  | 0,069            | 0,08  | 0,1075 | —      | —      | —      | —      | —     | —     |
|                |      |                  |       |        |        |        |        |        |       |       |

## 2) Профиль NACA 0012

| Характеристики | $M$  | $\alpha^{\circ}$ | 15     |        |        |        |        |        |        |
|----------------|------|------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
|                |      |                  | -2     | 1,0    | 3,5    | 7      | 9      | 11     | 12,5   |
| $C_y$          | 0,3  | -0,185           | 0,085  | 0,32   | 0,645  | 0,835  | 1,02   | 1,155  | 1,34   |
|                | 0,4  | -0,18            | 0,095  | 0,335  | 0,665  | 0,855  | 1,035  | 1,175  | 1,25   |
|                | 0,5  | -0,215           | 0,10   | 0,355  | 0,71   | 0,915  | 1,08   | 1,1    | 1,1    |
|                | 0,6  | -0,215           | 0,11   | 0,375  | 0,75   | 0,91   | 0,94   | 0,95   | 0,965  |
|                | 0,7  | -0,235           | 0,11   | 0,395  | 0,735  | 0,81   | 0,84   | 0,86   | 0,865  |
|                | 0,8  | -0,245           | 0,135  | 0,4    | 0,57   | 0,65   | 0,72   | 0,765  | 0,75   |
|                | 0,85 | -0,19            | 0,095  | 0,29   | 0,5    | 0,61   | 0,71   | —      | —      |
|                | 0,9  | -0,08            | 0,02   | 0,14   | 0,4    | 0,56   | 0,7    | —      | —      |
| $C_{xp}$       | 0,3  | 0,0095           | 0,007  | 0,009  | 0,0125 | 0,0165 | 0,021  | 0,024  | 0,029  |
|                | 0,4  | 0,0095           | 0,007  | 0,009  | 0,0125 | 0,0165 | 0,021  | 0,0245 | 0,061  |
|                | 0,5  | 0,0095           | 0,007  | 0,009  | 0,013  | 0,0165 | 0,031  | 0,051  | 0,106  |
|                | 0,6  | 0,01             | 0,007  | 0,0105 | 0,021  | 0,039  | 0,074  | 0,1095 | 0,171  |
|                | 0,6  | 0,01             | 0,0085 | 0,0185 | 0,061  | 0,0955 | 0,135  | 0,1675 | 0,211  |
|                | 0,7  | 0,01             | 0,0085 | 0,0185 | 0,061  | 0,0955 | 0,135  | 0,1675 | 0,211  |
|                | 0,8  | 0,0245           | 0,016  | 0,046  | 0,095  | 0,131  | 0,1675 | 0,195  | 0,2285 |
|                | 0,85 | 0,0415           | 0,036  | 0,061  | 0,1065 | 0,141  | 0,18   | —      | —      |
|                | 0,9  | 0,069            | 0,069  | 0,0795 | 0,118  | 0,149  | 0,187  | —      | —      |

Продолжение прил. 3

3) Скоростной профиль ( $\overline{c} = 9\%$ , рекомендуется для использования в концевой части полости) (рис. П 3.2)

| Характеристики | $M$  | $\alpha^\circ$ | -2     | 1,0    | 3,5    | 7     | 9      | 11     | 12,5   | 14,5   | 15 |
|----------------|------|----------------|--------|--------|--------|-------|--------|--------|--------|--------|----|
| $C_y$          | 0,3  | -0,065         | 0,235  | 0,485  | 0,835  | 1,035 | 1,18   | 1,165  | 1,115  | 1,1    |    |
|                | 0,4  | -0,065         | 0,230  | 0,485  | 0,835  | 1,035 | 1,1    | 1,06   | 1,05   |        |    |
|                | 0,5  | -0,065         | 0,245  | 0,5    | 0,86   | 1,015 | 1,015  | 1,0    | 0,99   | 0,99   |    |
|                | 0,6  | -0,065         | 0,260  | 0,53   | 0,9    | 0,98  | 0,96   | 0,065  | 0,96   | 0,96   |    |
|                | 0,7  | -0,07          | 0,30   | 0,6    | 0,96   | 0,96  | 0,935  | 0,935  | 0,95   | 0,95   |    |
|                | 0,8  | -0,07          | 0,36   | 0,63   | 0,81   | 0,87  | 0,87   | 0,89   | 0,935  | 0,945  |    |
|                | 0,85 | -0,12          | 0,325  | 0,55   | 0,77   | 0,86  | 0,86   | —      | —      | —      |    |
|                | 0,9  | -0,165         | 0,175  | 0,46   | 0,815  | —     | —      | —      | —      | —      |    |
|                |      |                |        |        |        |       |        |        |        |        |    |
| $C_{xp}$       | 0,3  | 0,008          | 0,007  | 0,009  | 0,011  | 0,012 | 0,0245 | 0,065  | 0,125  | 0,133  |    |
|                | 0,4  | 0,008          | 0,007  | 0,009  | 0,011  | 0,012 | 0,055  | 0,0975 | 0,142  | 0,15   |    |
|                | 0,5  | 0,008          | 0,007  | 0,0125 | 0,0125 | 0,046 | 0,093  | 0,13   | 0,1765 | 0,1885 |    |
|                | 0,6  | 0,008          | 0,007  | 0,01   | 0,025  | 0,06  | 0,11   | 0,1475 | 0,195  | 0,205  |    |
|                | 0,7  | 0,008          | 0,0075 | 0,015  | 0,061  | 0,1   | 0,143  | 0,175  | 0,195  | 0,221  |    |
|                | 0,8  | 0,0125         | 0,012  | 0,037  | 0,092  | 0,128 | 0,165  | 0,194  | 0,2125 | 0,2415 |    |
|                | 0,85 | 0,021          | 0,026  | 0,053  | 0,11   | 0,15  | 0,19   | —      | —      | —      |    |
|                | 0,9  | 0,044          | 0,04   | 0,069  | 0,131  | —     | —      | —      | —      | —      |    |
|                |      |                |        |        |        |       |        |        |        |        |    |

4) Скоростной профиль СВМ

| Характеристики | M    | $\alpha^\circ$ | -2   | 0    | 1    | 3,5   | 7     | 9     | 11    | 12,5  | 14,5  | 15   |
|----------------|------|----------------|------|------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|------|
|                |      |                | 0,3  | 0,21 | 0,04 | 0,16  | 0,43  | 0,81  | 1,03  | 1,23  | 1,36  | 1,37 |
| $C_y$          | 0,4  | -0,21          | 0,04 | 0,16 | 0,43 | 0,81  | 1,03  | 1,23  | 1,29  | 1,21  | 1,21  | 1,2  |
|                | 0,5  | -0,15          | 0,06 | 0,19 | 0,47 | 0,99  | 1,03  | 1,18  | 1,18  | 1,14  | 1,14  | 1,13 |
|                | 0,6  | -0,14          | 0,07 | 0,21 | 0,52 | 0,91  | 1,03  | 1,03  | 1,06  | 1,065 | 1,065 | 1,07 |
|                | 0,7  | -0,15          | 0,1  | 0,25 | 0,57 | 0,79  | 0,87  | 0,915 | 0,94  | 0,98  | 0,98  | 1,07 |
|                | 0,8  | -0,16          | 0,14 | 0,28 | 0,48 | 0,64  | 0,74  | 0,83  | 0,88  | 0,92  | 0,92  | 0,93 |
|                | 0,85 | -0,16          | 0,15 | 0,16 | 0,39 | 0,62  | 0,7   | 0,79  | 0,86  | 0,92  | 0,93  | 0,93 |
|                | 0,9  | -0,2           | 0,13 | 0,04 | 0,38 | 0,57  | 0,67  | 0,71  | 0,825 | 0,835 | 0,84  | 0,84 |
|                |      |                |      |      |      |       |       |       |       |       |       |      |
|                |      |                |      |      |      |       |       |       |       |       |       |      |
| $C_{xp}$       | 0,3  | 0,01           | 0,01 | 0,01 | 0,01 | 0,01  | 0,02  | 0,025 | 0,03  | 0,04  | 0,04  | 0,05 |
|                | 0,4  | 0,01           | 0,01 | 0,01 | 0,01 | 0,01  | 0,02  | 0,025 | 0,03  | 0,07  | 0,07  | 0,08 |
|                | 0,5  | 0,01           | 0,01 | 0,01 | 0,01 | 0,01  | 0,03  | 0,04  | 0,07  | 0,115 | 0,115 | 0,13 |
|                | 0,6  | 0,02           | 0,02 | 0,02 | 0,02 | 0,02  | 0,051 | 0,09  | 0,12  | 0,17  | 0,17  | 0,18 |
|                | 0,7  | 0,02           | 0,02 | 0,02 | 0,02 | 0,02  | 0,065 | 0,095 | 0,132 | 0,165 | 0,21  | 0,22 |
|                | 0,8  | 0,05           | 0,04 | 0,04 | 0,05 | 0,05  | 0,095 | 0,125 | 0,16  | 0,19  | 0,235 | 0,24 |
|                | 0,85 | 0,06           | 0,05 | 0,05 | 0,07 | 0,112 | 0,142 | 0,175 | 0,205 | 0,245 | 0,255 | 0,26 |
|                | 0,9  | 0,07           | 0,06 | 0,06 | 0,1  | 0,142 | 0,175 | 0,212 | 0,245 | 0,29  | 0,29  | 0,3  |
|                |      |                |      |      |      |       |       |       |       |       |       |      |

**II. Геометрические характеристики профилей (в процентах от хорды)**

1) Профиль NACA 23012

| X, %               | 0 | 1,25  | 2,5   | 5     | 7,5   | 10    | 15   | 20    | 25    | 30    | 40    | 50    | 60    | 70   | 80    | 90    | 95   | 100 |
|--------------------|---|-------|-------|-------|-------|-------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|------|-------|-------|------|-----|
| Y <sub>в</sub> , % | — | 2,67  | 3,61  | 4,91  | 5,8   | 6,43  | 7,19 | 7,5   | 7,6   | 7,55  | 7,14  | 6,41  | 5,47  | 4,36 | 3,08  | 1,68  | 0,92 | 0   |
| Y <sub>н</sub> , % | — | -1,23 | -1,71 | -2,26 | -2,61 | -2,92 | -3,5 | -3,97 | -4,28 | -4,46 | -4,48 | -4,17 | -3,67 | -3,0 | -2,16 | -1,23 | -0,7 | 0   |

2) Профиль NACA 0012

| X, %               | 0 | 1,25  | 2,5   | 5     | 7,5  | 10    | 15    | 20    | 25    | 30   | 40   | 50    | 60    | 70    | 80    | 90    | 95    | 100 |
|--------------------|---|-------|-------|-------|------|-------|-------|-------|-------|------|------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-----|
| Y <sub>в</sub> , % | 0 | 1,89  | 2,62  | 3,56  | 4,2  | 4,68  | 5,34  | 5,74  | 5,94  | 6,0  | 5,8  | 5,29  | 4,56  | 3,66  | 2,62  | 1,45  | 0,81  | 0   |
| Y <sub>н</sub> , % | 0 | -1,89 | -2,62 | -3,56 | -4,2 | -4,68 | -5,34 | -5,74 | -5,94 | -6,0 | -5,8 | -5,29 | -4,56 | -3,66 | -2,62 | -1,45 | -0,81 | 0   |

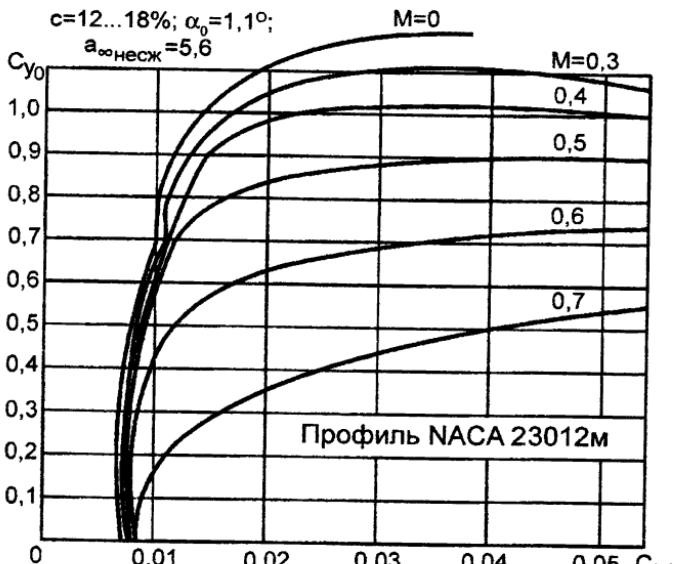


Рис. П 3.1. Профиль NACA 23012M

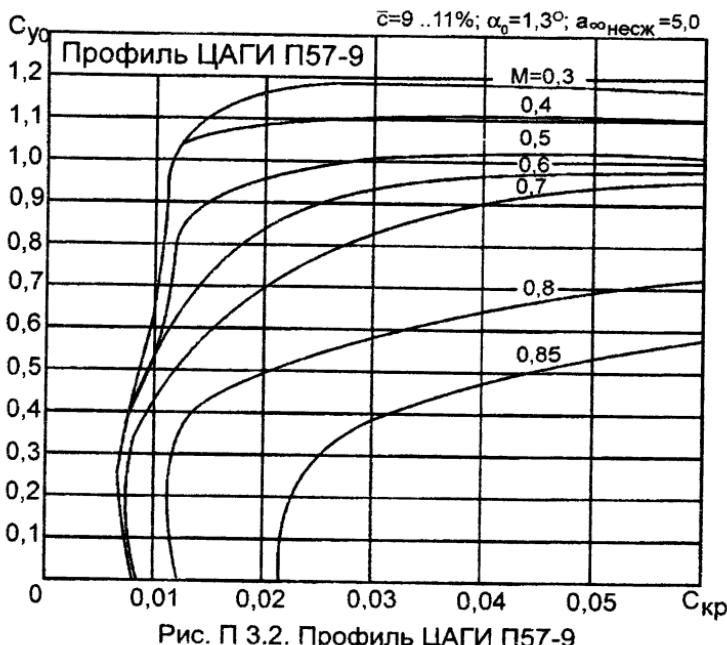


Рис. П 3.2. Профиль ЦАГИ П57-9

## Основные характеристики турбовальных двигателей

| Обозначение двигателя, страна-разработчик | Мощность на максимальном режиме, кВт                     | Расход воздуха, кг/с       | Масса, кг          | На каких вертолетах устанавливается двигатель |
|---|--|----------------------------|--------------------|---|
|   | Удельный расход топлива на максимальном режиме, кг/кВт·ч | Степень повышения давления | Длина х диаметр, м |   |
| T800-LHT-800, США                         | 905,3<br>0,283   | •<br>•                     | 135<br>0,86 × 0,51 | LHX   |
| T800-APW-800, США                         | 883,2<br>0,285   | •<br>15                    | 135<br>0,98 × 0,47 | LHX   |
| T701-AD-700, США                          | 5946,9<br>0,289  | 20,1<br>12,8               | 535<br>1,88 × 0,94 | HLH   |
| T702-LD-700, США                          | 452,6<br>0,35  | 2,03<br>8,5                | 110<br>0,79 × 0,57 | HH-65A  |
| T703-A-700, США                           | 478,4<br>0,364   | 2,54<br>8,6                | 110<br>1,1 × 0,64  | OH-58D  |
| T700-GE-700, США                          | 1192,3<br>0,285  | 4,5<br>15                  | 200<br>1,17 × 0,64 | UH-60A  |
| T700-GE-701, США                          | 1251,2<br>0,285  | 4,5<br>15                  | 200<br>1,17 × 0,64 | AH-64A  |
| T700-GE-701A, США                         | 1262,2<br>0,285  | •<br>•                     | 200<br>1,17 × 0,64 | S-70C   |
| T700-GE-701C, США                         | 1361,6<br>0,277  | •<br>•                     | 200<br>1,17 × 0,64 |   |
| T700-GE-401, США                          | 1243,8<br>0,285  | 4,5<br>15                  | 196<br>1,17 × 0,64 | HH-60D  |
| T700-GE-401A, США                         | 1251,2<br>0,289  | •<br>•                     | 205<br>1,17 × 0,64 | EH-101  |
| T700-GE-401C, США                         | 1361,6<br>0,277  | •<br>17,1                  | 200<br>1,17 × 0,64 |   |
| T400-WV-402, США <sup>1)</sup>            | 1449,9<br>0,364  | •<br>7,7                   | 350<br>1,7 × 1,12  | AH-IJ и T                                     |
| T400-CP-400 и 401, США <sup>1)</sup>      | 1324,8<br>0,367  | •<br>7,4                   | 325<br>1,7 × 1,12  | AH-IJ,<br>UH-IN,<br>VH-IN                     |
| T64-GE-419, США                           | 3496,0<br>0,289  | •<br>14,9                  | 330<br>2,0 × 0,51  | CH-53E,<br>MH-53E                             |

Продолжение прил. 4

| Обозначение двигателя, страна-разработчик | Мощность на максимальном режиме, кВт                     | Расход воздуха, кг/с       | Масса, кг          | На каких вертолетах устанавливается двигатель |
|---|--|----------------------------|--------------------|---|
|   | Удельный расход топлива на максимальном режиме, кг/кВт·ч | Степень повышения давления | Длина х диаметр, м |   |
| T64-GE-415 и 416, США                     | 3223,7<br>0,289  | •<br>14,8                  | 330<br>2,0 × 0,51  | CH-53D и E, RH-53D и E                        |
| T64-GE-100, США                           | 3186,9<br>0,296  | •<br>14,9                  | 330<br>2,0 × 0,51  | S-65C   |
| T64-GE-7A, США                            | 2899,8<br>0,289  | 12,8<br>14,1               | 330<br>2,0 × 0,51  | CH-53C, HH-53C                                |
| T63-A-720, США                            | 309,1<br>0,401   | 1,56<br>7,3                | 70<br>1,05 × 0,59  | OH-58C  |
| T58-GE-16, США                            | 1376,3<br>0,326  | •<br>8,6                   | 200<br>1,62 × 0,61 | CH-46E  |
| T58-GE-10, США                            | 1030,4<br>0,369  | •<br>8,4                   | 160<br>1,5 × 0,53  | CH-46D, VH-46D и F, SH-3D                     |
| T58-GE-8F, США                            | 993,6<br>0,369   | •<br>8,2                   | 140<br>1,5 × 0,53  | CH-46A, SH-3G, SH-2F                          |
| T58-GE-5, 100 и 402, США                  | 1104,0<br>0,369  | •<br>8,4                   | 130<br>1,5 × 0,53  | SH-3E и F, HH-3E и F                          |
| T55-L-712, США                            | 2760,0<br>0,319  | •<br>8,2                   | 340<br>1,19 × 0,61 | CH-47D  |
| T55-L-11A и E, США                        | 2760,0<br>0,326  | 12,25<br>8,2               | 305<br>1,12 × 0,62 | CH-47C  |
| T53-L-703, США                            | 1140,8<br>0,369  | •<br>8,0                   | 250<br>1,21 × 0,58 | AH-1  |
| T53-L-13B, США                            | 1030,4<br>0,356  | 5,53<br>7,4                | 245<br>1,21 × 0,58 | VH-1H   |
| 250-C20 F и J, США                        | 309,1<br>0,401   | 1,54<br>7,2                | 70<br>0,98 × 0,51  | Хьюз 500D и E                                 |
| 250-C30 L, M и P, США                     | 478,4<br>0,364   | 2,54<br>8,6                | 110<br>1,04 × 0,64 | Хьюз 530, S-76A                               |
| 250-C30S, США                             | 515,2<br>0,364   | 2,54<br>8,6                | 110<br>1,04 × 0,64 | A-109, S-76Mk2                                |

Продолжение прил. 4

| Обозначение двигателя, страна-разработчик | Мощность на максимальном режиме, кВт                     | Расход воздуха, кг/с       | Масса, кг          | На каких вертолетах устанавливается двигатель |
|---|--|----------------------------|--------------------|---|
|   | Удельный расход топлива на максимальном режиме, кг/кВт·ч | Степень повышения давления | Длина х диаметр, м |   |
| 250-C34, США                              | 566,7<br>0,364   | 2,54<br>8,5                | 120<br>1,1 × 0,64  |   |
| GEM-2 Mk1001, Великобритания              | 662,4 <sup>2)</sup><br>0,319 <sup>2)</sup>               | •<br>12,0                  | 150<br>1,08 × 0,6  | WG-13   |
| GEM-2 Mk1004, Великобритания              | 761,8 <sup>2)</sup><br>0,326 <sup>2)</sup>               | •<br>11,5                  | 140<br>1,08 × 0,6  | A-129   |
| GEM-41-1, Mk1014, Великобритания          | 824,3 <sup>2)</sup><br>0,299 <sup>2)</sup>               | •<br>12,7                  | 155<br>1,08 × 0,6  | WG-13,<br>WG-30                               |
| "Гном-Н1400-1", Великобритания            | 1221,8<br>0,374  | 6,26<br>8,5                | 150<br>1,4 × 0,58  | "Коммандо"                                    |
| "Гном-Н1400", Великобритания              | 1104,0<br>0,374  | 6,26<br>8,4                | 150<br>1,4 × 0,58  | "Си Кинг"                                     |
| "Нимбус Mk1051502", Великобритания        | 522,6<br>0,516   | •<br>6                     | 305<br>1,85 × 0,89 | "Скаут"                                       |
| "Нимбус Mk1031503", Великобритания        | 522,6<br>0,516   | •<br>6                     | 295<br>1,85 × 0,89 | "Уосп"  |
| "Артуст-3В", Франция                      | 412,2<br>0,408   | •<br>5,4                   | 180<br>1,8 × 0,67  | SA-315,<br>SA-316                             |
| "Астазу-3", Франция                       | 434,2<br>0,394   | 2,5<br>5,7                 | 145<br>1,4 × 0,46  | SA-341  |
| "Астазу-2А", Франция                      | 382,7<br>0,383   | •<br>•                     | •<br>1,27 × 0,48   | SA-318C                                       |
| "Астазу-14В", Франция                     | 434,2<br>0,383   | •<br>•                     | 165<br>1,43 × •    | SA-319B                                       |
| "Астазу-14Н", Франция                     | 434,2<br>0,346   | •<br>7,5                   | 160<br>1,47 × 0,56 | SA-342  |
| "Астазу-18А", Франция                     | 640,3<br>0,333   | •<br>•                     | 155<br>1,33 × 0,7  | SA-360  |
| TM333-1M, Франция                         | 669,8<br>0,319   | •<br>11,0                  | 135<br>0,94 × 0,56 | SA-365M                                       |

Продолжение прил. 4

| Обозначение двигателя, страна-разработчик | Мощность на максимальном режиме, кВт                     | Расход воздуха, кг/с       | Масса, кг          | На каких вертолетах устанавливается двигатель |
|---|--|----------------------------|--------------------|---|
|   | Удельный расход топлива на максимальном режиме, кг/кВт·ч | Степень повышения давления | Длина х диаметр, м |   |
| TM319, Франция                            | 375,4 <sup>2)</sup><br>0,340 <sup>2)</sup>               | •<br>•                     | 85<br>0,81×0,52    | AS-355,<br>AS-350                             |
| "Макила-1А", Франция                      | 1405,8<br>0,292  | •<br>•                     | 240<br>2,0×0,57    | SA-332  |
| "Турмо-3С7", Франция                      | 1185,0<br>0,394  | 5,9<br>5,9                 | 325<br>1,95×0,72   | SA-321  |
| "Турмо-4С", Франция                       | 1148,2<br>0,394  | •<br>5,9                   | •<br>2,18×0,72     | SA-330  |
| "Ариэль", Франция                         | 537,3 <sup>2)</sup><br>0,340 <sup>2)</sup>               | •<br>8                     | 110<br>1,2×0,63    | SA-365,<br>AS-350                             |
| TM-322-01, Великобритания, Франция        | 1545,6<br>0,272  | •<br>14,7                  | 240<br>1,17×0,65   | TP-90 и EH-101                                |
| MTM385R, ФРГ, Франция                     | 1030,4<br>0,285  | 3,4<br>11,2                | 190<br>1,3×0,7     | PAH-2,<br>HAC-3G                              |
| T64-MTU-7, ФРГ <sup>3)</sup>              | 2888,8<br>0,296  | •<br>13                    | 320<br>1,48×0,51   | CH-53G  |
| T53-L-13, ФРГ <sup>3)</sup>               | 1030,4<br>0,356  | 5,53<br>7,4                | 245<br>1,21×0,59   | VH-1D   |
| 250-MTU-020B, ФРГ <sup>3)</sup>           | 309,1<br>0,401   | 1,54<br>7,2                | 70<br>0,98×0,51    | Bo-105M и Р                                   |
| T58-GE-3, Италия                          | 975,2<br>0,369   | •<br>8,2                   | 140<br>1,5×0,53    | AB-204B                                       |
| T55-K-712, Япония <sup>3)</sup>           | 2760,0<br>0,319  | •<br>8,2                   | 340<br>1,19×0,61   | CH47-414                                      |
| T53-K-703, Япония <sup>3)</sup>           | 1093,0<br>0,369  | •<br>8                     | 250<br>1,21×0,59   | AH-1S   |
| T53-K-13B, Япония <sup>3)</sup>           | 1030,4<br>0,356  | 5,53<br>7,4                | 245<br>1,21×0,59   | VH-1H   |

Окончание прил. 4

| Обозначение двигателя, страна-разработчик      | Мощность на максимальном режиме, кВт                     | Расход воздуха, кг/с       | Масса, кг                                | На каких вертолетах устанавливается двигатель |
|--|--|----------------------------|--|---|
|  | Удельный расход топлива на максимальном режиме, кг/кВт·ч | Степень повышения давления | Длина х диаметр, м                       |   |
| ГТД-350, Россия                                | 294,4<br>0,469   | 2,1<br>5,2                 | 137<br>$1,35 \times 0,52 \times 0,68$    | Ми-2  |
| ТВ-0-100, Омское МКБ, Россия                   | 530,9<br>0,346   | •<br>•                     | 160<br>$1,275 \times 0,78 \times 0,735$  | Ка-126  |
| ТВ2-117А, НПО им. В.Я. Климова, Россия         | 1102,0<br>0,374  | 10,0<br>6,6                | 332<br>$2,843 \times 0,556 \times 0,748$ | Ми-8  |
| ТВ7-117В, НПО им. В.Я. Климова, Россия         | 1692,8<br>0,283 <sup>4)</sup>                            | 7,95<br>6,9                | 250<br>$2,14 \times 0,94 \times 0,886$   | Ми-38   |
| ТВ3-117, НПО им. В.Я. Климова, Россия          | 1637,6<br>0,299  | 9<br>9                     | 285<br>$2,085 \times 0,65 \times 0,728$  | Ка-32,<br>Ка-50,<br>Ми-17                     |
| ТВД-1500, Рыбинское КБМ, Россия                | 956,8<br>•   | •<br>•                     | •<br>•                                   | Ка-62   |
| Д-25В (ТВ-2ВМ), Пермское МКБ, Россия           | 4048,0<br>•  | 26,2<br>5,6                | 1200<br>$2,737 \times •$                 | Ми-6,<br>Ми-10                                |
| Д136, Запорожское МКБ "Прогресс", Украина      | 8420,0<br>0,267  | 35,55<br>18,4              | 1050<br>$3,964 \times 1,67 \times 1,161$ | Ми-26   |
| PW-206A, фирма "Пратт-Уитни", Канада           | 456,3<br>•   | •<br>•                     | •<br>•                                   | Ка-118  |
| Аллисон 250-O21B, корпорация "Дженерал Моторс" | 309,1<br>0,400   | 1,56<br>7,2                | 71,6<br>$0,589 \times •$                 | Ка-226,<br>Белл-206,<br>Во-105С,<br>Хьюз 500  |

**Примечание:** 1) разработка канадского отделения американской фирмы "Пратт энд Уитни"; 2) чрезвычайный режим; 3) производство поамериканской лицензии; 4) крейсерский режим; 5) точка в числителе или знаменателе (колонки 2, 3, 4) обозначают отсутствие данных

### Схемы некоторых вертолетов

Представление о техническом облике вертолета можно получить по его схеме и основным характеристикам. В приложении приведены схемы некоторых вертолетов, являющихся базовыми модификациями многих машин. В большинстве случаев модификации вертолета отличаются одна от другой главным образом двигателями, радиоэлектронным оборудованием и подвесным оснащением. Внешний вид машин изменяется незначительно, что объясняется дорогоизной работ по переделке серийной оснастки на заводах, а также тем фактом, что конфигурация каждого вертолета — это компромисс между аэродинамической, внутренней компоновкой, особыми требованиями заказчика по размещению экипажа и пассажиров, обзору из кабины, бронированию, специальному оснащению, эксплуатационным характеристикам и т.п.

Представленные на рис. П 5.1 — П 5.15 схемы свидетельствуют об огромном разнообразии компоновок современных вертолетов.

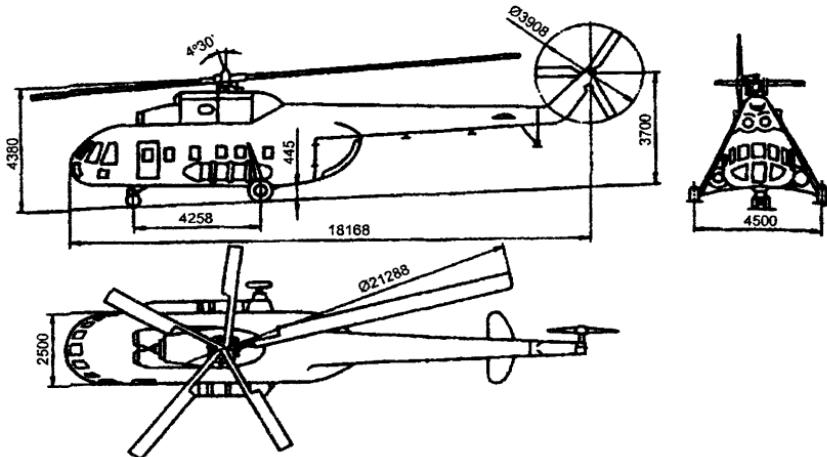


Рис. П 5.1. Схема вертолета Ми-8

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА МИ-8

#### Размеры, м:

|  |       |
|--|-------|
| длина вертолета с вращающимися винтами | 25,24 |
| длина фюзеляжа без рулевого винта      | 18,17 |
| ширина фюзеляжа                        | 2,5   |
| высота вертолета:                      |       |
| до втулки несущего винта               | 4,38  |
| с вращающимся рулевым винтом           | 5,65  |
| диаметр несущего винта                 | 21,29 |
| пассажирская кабина (Ми-8П):           |       |
| длина                                  | 6,36  |
| ширина                                 | 2,34  |
| высота                                 | 1,8   |
| грузовая кабина (Ми-8Т):               |       |
| длина                                  | 5,34  |
| ширина                                 | 2,34  |
| высота                                 | 1,8   |

#### Двигатели:

|                             |                                  |
|-----------------------------|----------------------------------|
| на Ми-8Т                    | 2 ГТД ТВ2-117А<br>2x1250/2x1700  |
| взлетная мощность, кВт/л.с. |                                  |
| на Ми-8ТМ, АМТ, МТВ         | 2 ГТД ТВ3-117ВМ<br>2x1435/2x1950 |
| взлетная мощность, кВт/л.с. | (в условиях МСА<br>до Н=3,6 км)  |

на Ми-8ТГ  
взлетная мощность, кВт/л.с.

2 РТД ГВ2-117ТГ  
2x1104/2x1500

**Массы и нагрузки, кг:**

(гражданский Ми-8Т)

|  |       |
|--|-------|
| максимальная взлетная масса            | 12000 |
| Ми-8АМТ и МТВ                          | 13000 |
| нормальная взлетная масса              | 11100 |
| базовая масса пустого вертолета        | 6625  |
| Ми-8П                                  | 6800  |
| максимальная коммерческая нагрузка:    |       |
| в фюзеляже                             | 4000  |
| на внешней подвеске                    | 3000  |
| полный запас топлива, л:               |       |
| в основных баках                       | 1450  |
| в основных и двух дополнительных баках | 2870  |

**Летные данные (гражданский Ми-8Т):**

максимальная скорость у земли:

|                                       |      |
|---------------------------------------|------|
| при нормальной взлетной массе, км/ч   | 250  |
| при максимальной взлетной массе, км/ч | 230  |
| крейсерская скорость при нормальной   |      |
| взлетной массе, км/ч                  | 225  |
| статический потолок, м                | 1000 |
| статический потолок при нормальной    |      |

взлетной массе, м:

|                                  |      |
|----------------------------------|------|
| в зоне влияния земли             | 1800 |
| вне влияния земли                | 850  |
| для Ми-8АМТ и МТВ                | 3980 |
| динамический потолок:            |      |
| при нормальной взлетной массе, м | 4500 |
| для Ми-8АМТ и МТВ, м             | 6000 |

дальность полета с 5%-ным резервом топлива, км:

|                                 |     |
|---------------------------------|-----|
| при нормальной взлетной массе   | 480 |
| при максимальной взлетной массе | 460 |

дальность с 28 пассажирами при резерве

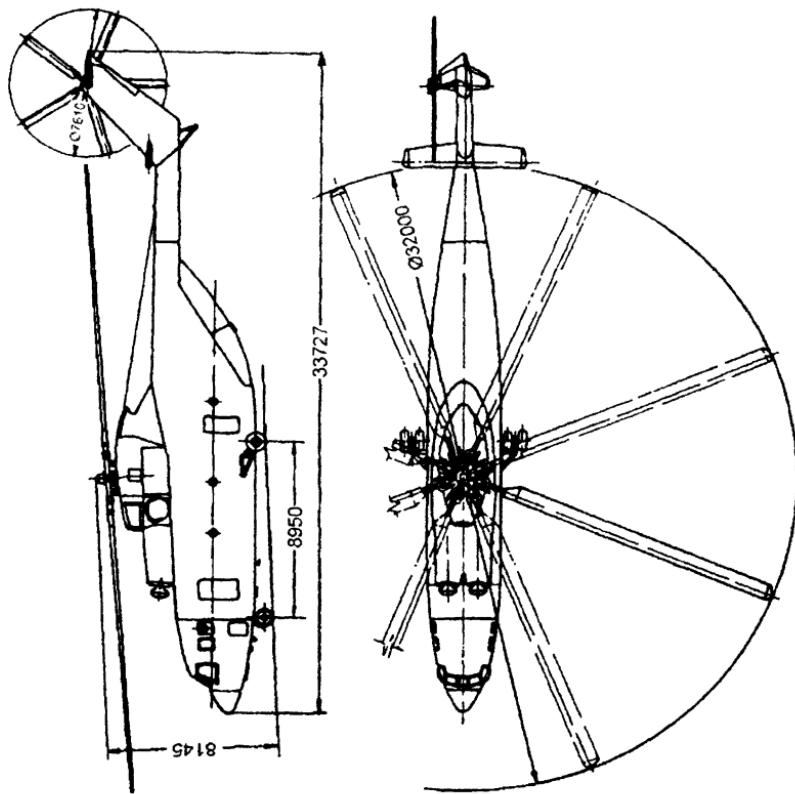
|                          |     |
|--------------------------|-----|
| топлива на 20 мин полета | 425 |
|--------------------------|-----|

дальность (Ми-8АМТ и МТВ) при максимальной

|   |  |
|---|--|
| взлетной массе с коммерческой нагрузкой |  |
| 3400 кг при полной заправке топливных   |  |

|       |     |
|-------|-----|
| баков | 580 |
|-------|-----|

Рис. П 5.2. Схема вертолета Ми-26Т



## ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА Ми-26Т

### Размеры, м:

|  |       |
|--|-------|
| длина вертолета с вращающимися винтами             | 40,03 |
| ширина вертолета<br>(включая внешние колеса шасси) | 8,15  |
| диаметр несущего винта                             | 32    |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>                  | 810   |

### Двигатели:

2 ГТД Д-126  
Запорожского МГБ «Прогресс»

### взлетная мощность в условиях МСА

до H=1500 м, кВт/л.с.

2x7355/2x10 000

### Массы и нагрузки, кг:

|   |       |
|---|-------|
| максимальная взлетная масса                         | 56000 |
| нормальная масса                                    | 49600 |
| масса пустого вертолета                             | 28200 |
| максимальная внутрифюзеляжная коммерческая нагрузка | 20000 |
| груз на внешней подвеске:                           |       |
| на короткой стропе                                  | 18150 |
| на стропе длиной 30,5 м в полете                    |       |
| на высоте 1000 м при температуре +30°C              |       |
| и при запасе топлива на 1 ч полета                  |       |
| с резервом еще на 30 мин                            | 14900 |
| запас топлива во внутренних баках, л                | 12000 |

### Летные данные:

|   |      |
|---|------|
| максимальная скорость горизонтального полета, км/ч  | 295  |
| крейсерская скорость при нормальной массе, км/ч   | 255  |
| дальность полета при максимальной взлетной массе и полной заправке топливных баков с АНЗ на 0,5 ч |      |
| при нагрузке 18000 кг, км   | 670  |
| с четырьмя дополнительными топливными баками, км  | 2000 |
| статический потолок вне влияния земли при нормальной взлетной массе                               |      |
| в условиях МСА, м   | 1800 |
| динамический потолок, м   | 4600 |

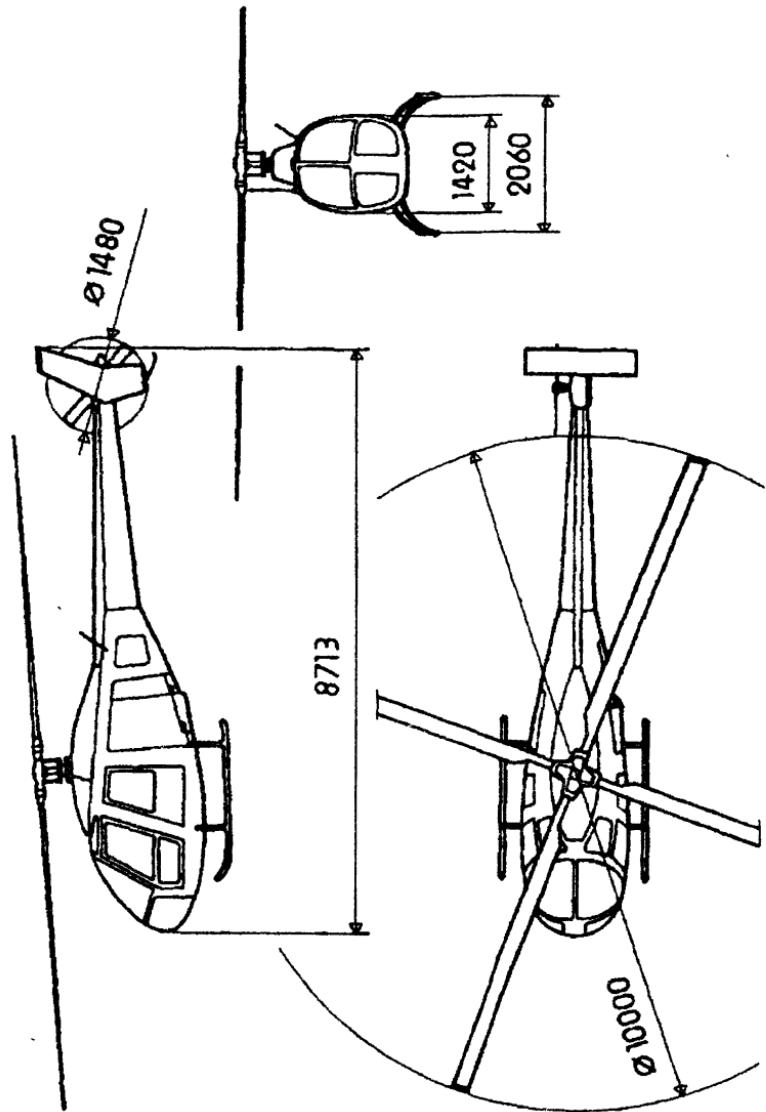


Рис. П 5.3. Схема вертолета Ми-34

## **ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА Ми-34**

### **Размеры, м:**

|  |       |
|--|-------|
| длина вертолета с вращающимися винтами | 11,48 |
| длина фюзеляжа                         | 8,71  |
| ширина фюзеляжа                        | 1,42  |
| диаметр несущего винта                 | 10    |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>      | 78,5  |

### **Двигатели:**

|                             |             |
|-----------------------------|-------------|
| Ми-34                       | ПДМ-14В26   |
| взлетная мощность, кВт/л.с. | 242/325     |
| Ми-34 ВАЗ                   | 2 ПД ВАЗ-40 |
| взлетная мощность, кВт/л.с. | 2x162/2x220 |

### **Массы и нагрузки, кг:**

|                                    |      |
|------------------------------------|------|
| максимальная взлетная масса        | 1350 |
| нормальная масса                   | 1260 |
| при спортивных соревнованиях       | 1020 |
| масса пустого вертолета            | 800  |
| максимальная коммерческая нагрузка | 240  |
| масса топлива                      | 120  |

### **Летные данные:**

|  |                 |
|--|-----------------|
| максимальная скорость, км/ч  | 210             |
| максимальная крейсерская скорость, км/ч  | 180             |
| нормальная скорость, км/ч  | 160             |
| дальность полета при максимальной<br>взлетной массе, полной заправке<br>топливных баков, АНЗ на 0,5 ч,<br>с нагрузкой 135 кг, км | 305             |
| статический потолок при нормальной<br>взлетной массе в условиях МСА, м   | 700             |
| динамический потолок, м  | 4500            |
| максимальные эксплуатационные перегрузки<br>при взлетной массе 1020 кг   |                 |
| в диапазоне скоростей 50—150 км/ч, г   | от +2,5 до -0,5 |
| максимальная скорость полета назад<br>при взлетной массе 1020 кг, км/ч   | 130             |

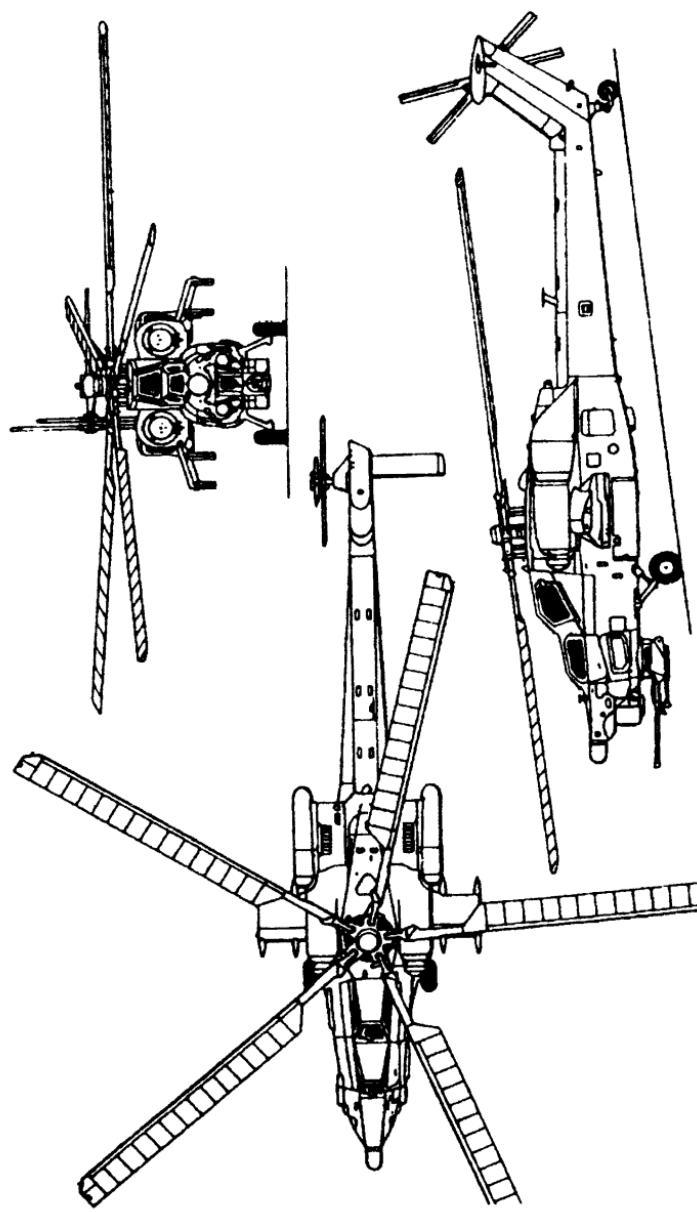


Рис. П 5.4. Схема вертолета Ми-28

## **ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА Ми-28**

### **Размеры, м:**

|                                   |       |
|-----------------------------------|-------|
| длина вертолета                   |       |
| с вращающимися винтами            | 21,6  |
| без винтов                        | 17,91 |
| размах крыла                      | 4,88  |
| высота вертолета                  |       |
| с винтами                         | 4,7   |
| до втулки несущего винта          | 3,82  |
| диаметр несущего винта            | 17,2  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup> | 232   |

### **Двигатели:**

2 ГТД ТВЗ-117ВМ  
Санкт-Петербургского  
НПО им. В.Я Климова

взлетная мощность, кВт/л с.

2x1620/2x2200

### **Массы и нагрузки, кг:**

|   |       |
|---|-------|
| максимальная взлетная масса   | 11200 |
| нормальная масса  | 10400 |
| масса пустого вертолета   | 7000  |
| максимальная боевая нагрузка<br>(с прицельной системой и системой вооружения) | 3640  |
| запас топлива во внутренних баках, л  | 1337  |

### **Летные данные:**

|  |                 |
|--|-----------------|
| максимальная скорость, км/ч                                | 300             |
| максимальная крейсерская скорость, км/ч                    | 270             |
| статический потолок, м                                     | 3500            |
| динамический потолок, м                                    | 5800            |
| максимальная скороподъемность, м/с                         | 13,6            |
| дальность полета с максимальным запасом топлива, км        | 460             |
| продолжительность полета с максимальным запасом топлива, ч | 2               |
| максимальные эксплуатационные перегрузки, г                | от +3,0 до -0,5 |

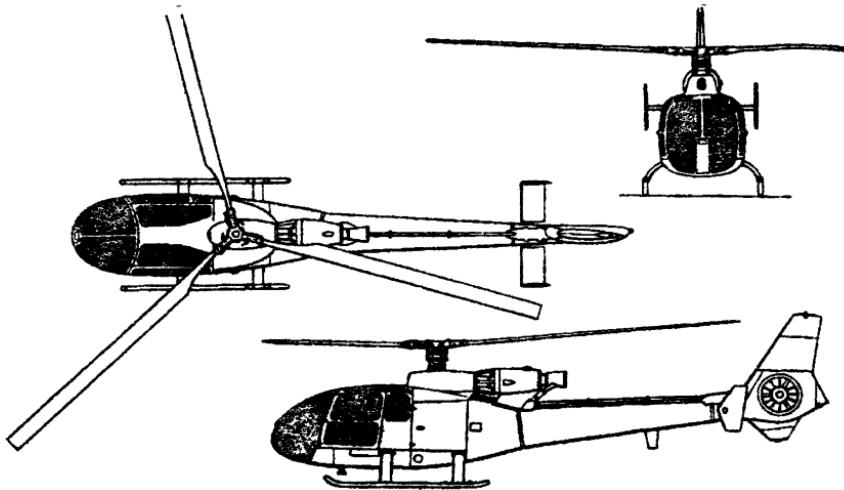


Рис. П 5.5. Схема вертолета AS.342 "Газель"

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА AS.342M

#### Размеры, м:

|                                   |       |
|-----------------------------------|-------|
| длина с вращающимися винтами      | 11,97 |
| длина фюзеляжа                    | 9,53  |
| ширина со сложенными лопастями    | 2,04  |
| высота вертолета                  | 3,19  |
| диаметр несущего винта            | 10,5  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup> | 86,59 |

#### Двигатели:

взлетная мощность, кВт/л.с. 1 ГТД Турбомека "Астазу" ХН 640/858

#### Массы и нагрузки, кг:

|                             |      |
|-----------------------------|------|
| максимальная взлетная масса | 2000 |
| масса пустого вертолета     | 991  |

#### Летные данные:

|                              |     |
|------------------------------|-----|
| непревышаемая скорость, км/ч | 280 |
|------------------------------|-----|

|   |     |
|---|-----|
| максимальная крейсерская скорость, км/ч | 260 |
|---|-----|

|  |     |
|--|-----|
| экономическая крейсерская скорость, км/ч | 238 |
|--|-----|

|                                    |     |
|------------------------------------|-----|
| максимальная скороподъемность, м/с | 7,8 |
|------------------------------------|-----|

|                         |  |
|-------------------------|--|
| статический потолок, м: |  |
|-------------------------|--|

|                         |      |
|-------------------------|------|
| без учета влияния земли | 2370 |
|-------------------------|------|

|                        |      |
|------------------------|------|
| с учетом влияния земли | 3040 |
|------------------------|------|

|                         |      |
|-------------------------|------|
| динамический потолок, м | 4300 |
|-------------------------|------|

|                      |     |
|----------------------|-----|
| дальность полета, км | 755 |
|----------------------|-----|

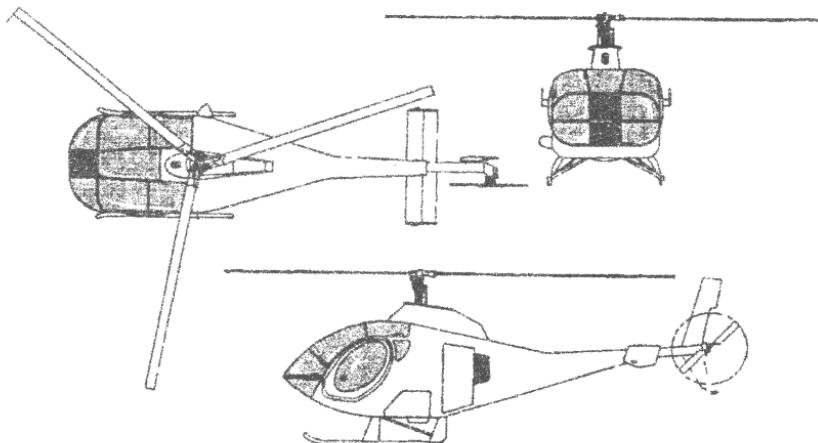


Рис. П 5.6. Схема вертолета "Швейцер 300С"

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА "ШВЕЙЦЕР 300С"

#### Размеры, м:

|                                   |      |
|-----------------------------------|------|
| длина с врачающимися винтами      | 9,4  |
| длина фюзеляжа                    | 6,77 |
| ширина                            | 2,44 |
| высота вертолета                  | 2,66 |
| диаметр несущего винта            | 8,18 |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup> | 52,5 |

#### Двигатели:

1 ГТД Авко Лайкоминг  
HIO-360-DIA

взлетная мощность, кВт/л.с.

142/190

#### Массы и нагрузки, кг:

|                             |     |
|-----------------------------|-----|
| максимальная взлетная масса | 930 |
| масса пустого вертолета     | 474 |

#### Летные данные:

|  |            |
|--|------------|
| максимальная крейсерская скорость, км/ч        | 145        |
| экономическая скорость, км/ч                   | 124        |
| максимальная скороподъемность, м/с             | 12,7       |
| статический потолок без учета влияния земли, м | 840        |
| динамический потолок, м                        | 3110       |
| перегоночная дальность полета, км              | 370        |
| продолжительность полета                       | 3 ч 24 мин |

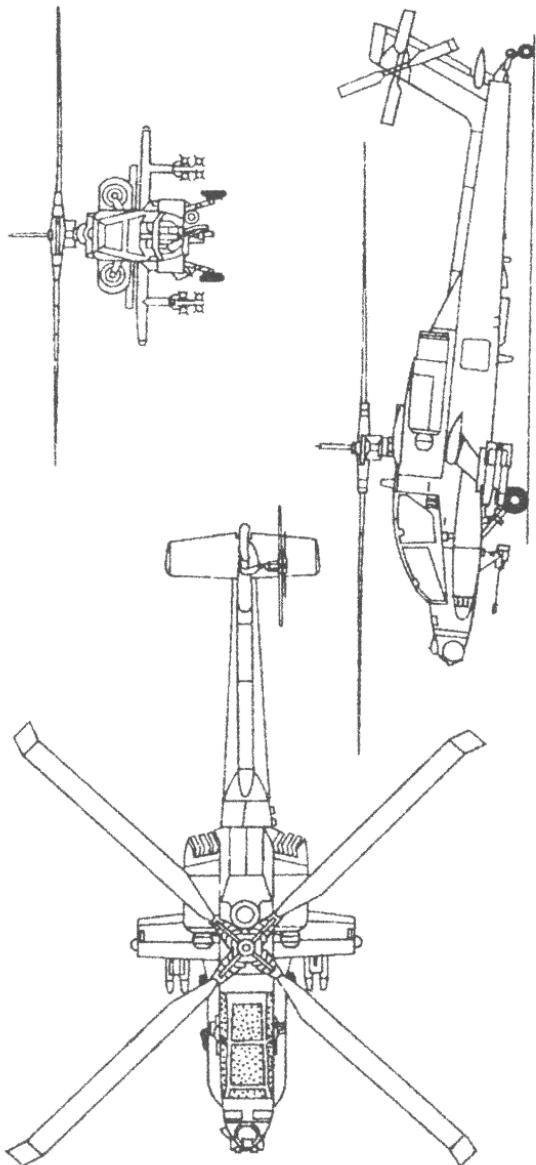


Рис. П 5.7. Схема вертолета АН-64А "Апач"

## **ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА АН-64А "АПАЧ"**

### **Размеры, м:**

|  |        |
|--|--------|
| длина вертолета с вращающимися винтами | 17,76  |
| высота вертолета                       | 4,22   |
| диаметр несущих винтов                 | 12,63  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>      | 168,11 |

### **Двигатели:**

|                             |  |
|-----------------------------|--|
| взлетная мощность, кВт/л.с. | 2 ГТД Дженерал Электрик<br>T700-GE-701 |
| максимальная                | 2x1250/2x1695                          |
| продолжительная, кВт/л.с.   | 2x1120/2x1522                          |

### **Массы и нагрузки, кг:**

|                                    |      |
|------------------------------------|------|
| максимальная взлетная масса        | 9225 |
| расчетная взлетная масса           | 6670 |
| взлетная масса в основном варианте | 6552 |
| масса пустого вертолета            | 4881 |
| масса топлива                      | 1157 |

### **Летные данные:**

|  |            |
|--|------------|
| максимальная непревышаемая скорость<br>(при пикировании), км/ч   | 365        |
| максимальная крейсерская скорость, км/ч  | 296        |
| максимальная скороподъемность, м/с   | 14,6       |
| статический потолок, м:  |            |
| с учетом влияния земли   | 4570       |
| без учета влияния земли  | 3505       |
| динамический потолок, м:   |            |
| с двумя работающими двигателями  | 6400       |
| с одним работающим двигателем  | 3290       |
| дальность полета (с запасом топлива<br>во внутренних баках), км  | 480        |
| перегоночная дальность, км   | 1700       |
| продолжительность полета при типовом задании<br>при взлете с площадки на высоте 1200 м и<br>при t=35°C | 1 ч 50 мин |
| максимальная продолжительность полета<br>(с запасом топлива во внутренних баках)                       | 3 ч 9 мин  |

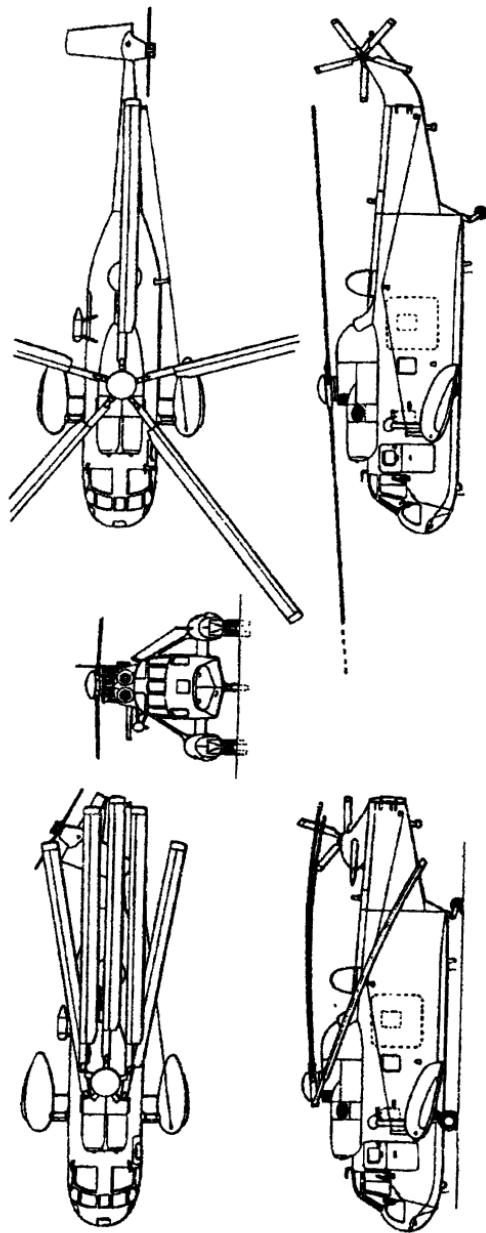


Рис. П 5.8. Схема вертолета S-61

## **ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА S-61**

### **Размеры, м:**

|   |       |
|---|-------|
| длина вертолета с вращающимися винтами  | 21,91 |
| длина фюзеляжа  | 16,69 |
| длина со сложенными лопастями несущего<br>и рулевого винтов и концевой балкой | 14,4  |
| высота вертолета  | 4,74  |
| ширина вертолета  | 4,97  |
| диаметр несущего винта  | 18,9  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>   | 280,5 |

**Двигатели:** 2 ГТД Дженерал Электрик

T58-GE-10

взлетная мощность, кВт/л.с.

2x1035/2x1400

### **Массы и нагрузки, кг:**

|                                       |      |
|---------------------------------------|------|
| взлетная масса при выполнении задания | 9300 |
| максимальная взлетная масса           | 9525 |
| максимальная нагрузка:                |      |
| перевозимая в кабине                  | 2720 |
| на внешней подвеске                   | 3630 |

### **Летные данные:**

|                                    |      |
|------------------------------------|------|
| максимальная скорость, км/ч        | 267  |
| крейсерская скорость, км/ч         | 222  |
| максимальная скороподъемность, м/с | 11,2 |
| статический потолок                |      |
| без учета влияния земли, м         | 2500 |
| максимальная дальность полета, км  | 1005 |

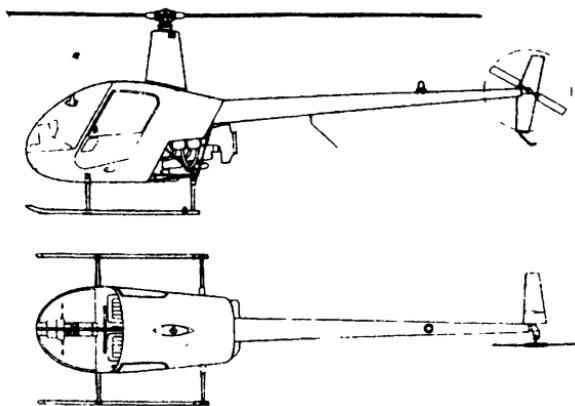


Рис. П 5.9. Схема вертолета R.22 фирмы "Робинсон"

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА R.22

#### **Размеры, м:**

|  |       |
|--|-------|
| длина вертолета с вращающимися винтами | 8,76  |
| длина фюзеляжа                         | 6,3   |
| высота                                 | 2,67  |
| максимальная ширина фюзеляжа           | 1,12  |
| диаметр несущего винта                 | 7,67  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>      | 46,21 |

#### **Двигатели:**

1 ПД Текстрон Лайкоминг 0-320-В20

|                             |          |
|-----------------------------|----------|
| взлетная мощность, кВт/л.с. | 119/160  |
| ограничена до, кВт/л.с.     | 97,5/131 |

#### **Массы и нагрузки, кг:**

|                         |     |
|-------------------------|-----|
| взлетная масса          | 621 |
| масса пустого вертолета | 374 |

#### **Летные данные:**

|   |            |
|---|------------|
| непревышаемая скорость, км/ч                          | 190        |
| максимальная скорость, км/ч                           | 180        |
| максимальная крейсерская скорость, км/ч               | 153        |
| максимальная скороподъемность у земли, м/с            | 6,1        |
| динамический потолок, м                               | 4265       |
| статический потолок с учетом влияния земли, м         | 2125       |
| дальность полета с дополнительным запасом топлива, км | 590        |
| максимальная продолжительность полета                 | 3 ч 20 мин |

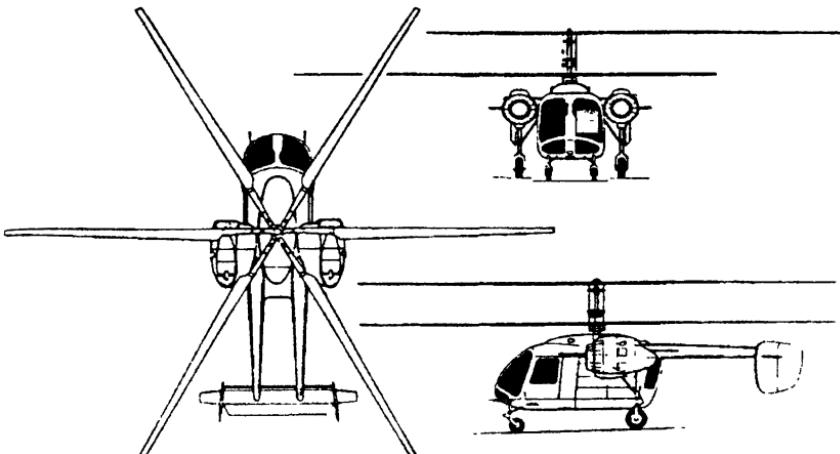


Рис П 5.10. Схема вертолета Ка-26

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА Ка-26

#### Размеры, м:

|   |       |
|---|-------|
| длина фюзеляжа                            | 7,75  |
| высота вертолета                          | 4,05  |
| ширина вертолета (по гондолам двигателей) | 3,64  |
| диаметр несущих винтов                    | 13    |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>         | 132,7 |

#### Двигатели:

2 ПД М-14В-26

взлетная мощность, кВт/л.с.

2x239/2x325

#### Массы и нагрузки, кг:

|  |      |
|--|------|
| максимальная взлетная масса              | 3250 |
| максимальная коммерческая нагрузка       | 900  |
| емкость бака или бункера с химикатами, л | 800  |
| запас топлива во внутренних баках, л     | 620  |

#### Летные данные:

|   |      |
|---|------|
| максимальная скорость, км/ч   | 160  |
| крейсерская скорость, км/ч  | 130  |
| практический потолок, м   | 3000 |
| статический потолок при массе 3000 кг, м                                      | 800  |
| дальность полета при полной заправке основных баков с АНЗ на 0,5 ч полета, км | 465  |
| максимальная продолжительность полета, ч                                      | 3,7  |

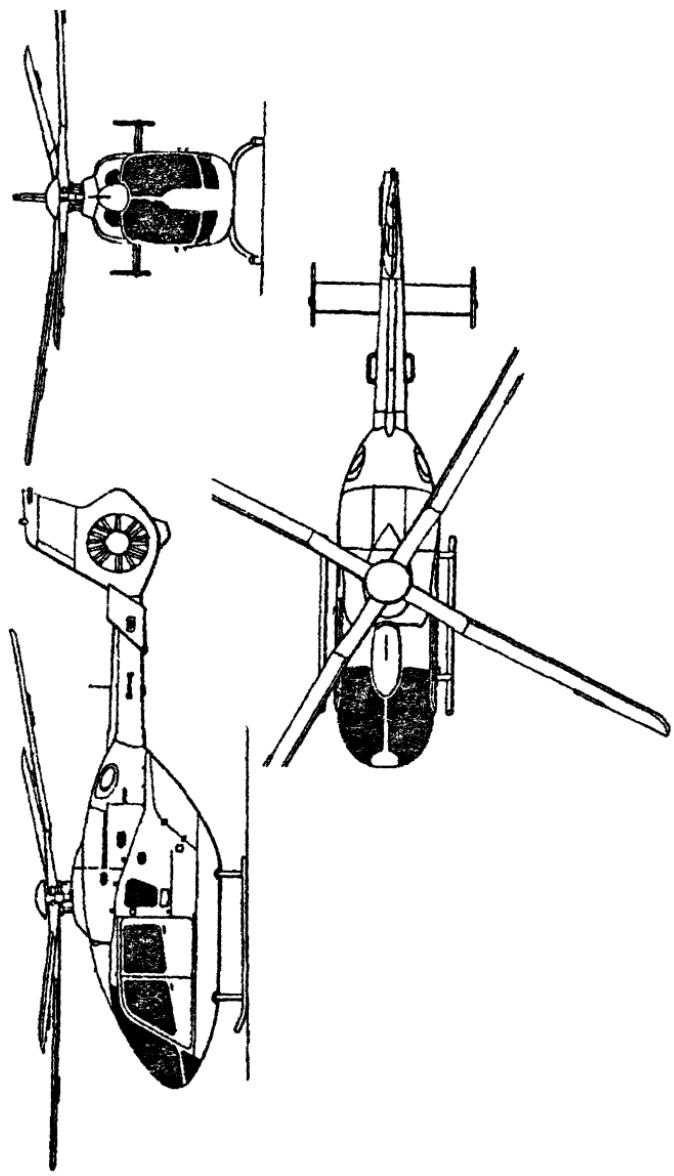


Рис. П 5.11. Схема вертолета EC-135

## ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА ЕС-135

**Размеры, м:**

|                                   |       |
|-----------------------------------|-------|
| длина с вращающимися винтами      | 12,1  |
| длина фюзеляжа                    | 10,16 |
| ширина фюзеляжа                   | 1,56  |
| высота вертолета:                 |       |
| максимальная                      | 3,75  |
| по втулке несущего винта          | 3,23  |
| длина кабины вертолета            | 4,1   |
| длина несущего винта              | 10,2  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup> | 81,7  |

**Двигатели:**

2 ГТД Турбомека "Арриус" 2 В  
или Пратт-Уитни HW 206 В

взлетная мощность, кВт/л.с.

2x470/2x640

**Массы и нагрузки, кг:**

|                                     |      |
|-------------------------------------|------|
| взлетная масса с нагрузкой в кабине | 2500 |
| с подвешенным грузом                | 2700 |
| пустого вертолета                   | 1300 |
| нагрузка, перевозимая в кабине      | 1100 |
| на внешней подвеске                 | 1400 |

**Летные данные:**

скорость, км/ч:

|                          |           |
|--------------------------|-----------|
| непревышаемая            | 287       |
| максимальная крейсерская | 270...274 |
| экономичная крейсерская  | 240       |

скороподъемность при наборе высоты

    с горизонтальной скоростью, м/с

7,9...9,7

вертикальная скороподъемность с одним

    работающим двигателем, м/с

2,7

статический потолок, м:

    с учетом влияния земли

4750

    без учета влияния земли в условиях МСА

4100

    при МСА +20°C

2700

динамический потолок, м

6100

дальность с одним летчиком, четырьмя пассажирами и

145 кг специального оборудования при полете

    на высоте 1000 м с резервом топлива на 20 мин, км

750

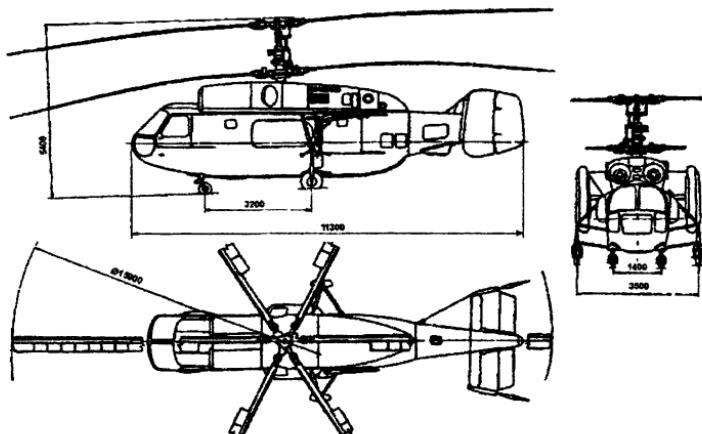


Рис. П 5.12. Схема вертолета Ка-32А

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА Ка-32А

#### Размеры, м:

|   |       |
|---|-------|
| длина фюзеляжа                            | 11,3  |
| высота вертолета до втулки верхнего винта | 5,4   |
| диаметр несущих винтов                    | 15,9  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>         | 198,5 |

#### Двигатели:

2 ГТД ТВ3-117  
Санкт-Петербургского  
НПО им. В.Я. Климова

взлетная мощность, кВт/л.с.

2x1618/2x2200

#### Массы и нагрузки, кг:

|   |       |
|---|-------|
| максимальная полетная масса<br>с грузом на внешней подвеске | 12600 |
| нормальная взлетная масса                                   | 11000 |
| максимальная коммерческая нагрузка:<br>в фюзеляже           | 4000  |
| на внешней подвеске   | 5000  |

#### Летные данные

(при нормальной взлетной массе):

|  |      |
|--|------|
| максимальная скорость, км/ч  | 250  |
| крейсерская скорость, км/ч   | 230  |
| статический потолок, м   | 3500 |
| максимальная дальность полета, км  | 800  |
| дальность полета при максимальной взлетной массе<br>с коммерческой нагрузкой 3500 кг |      |
| и при АНЗ на 0,5 ч полета, км  | 570  |
| продолжительность полета, ч  | 4,5  |

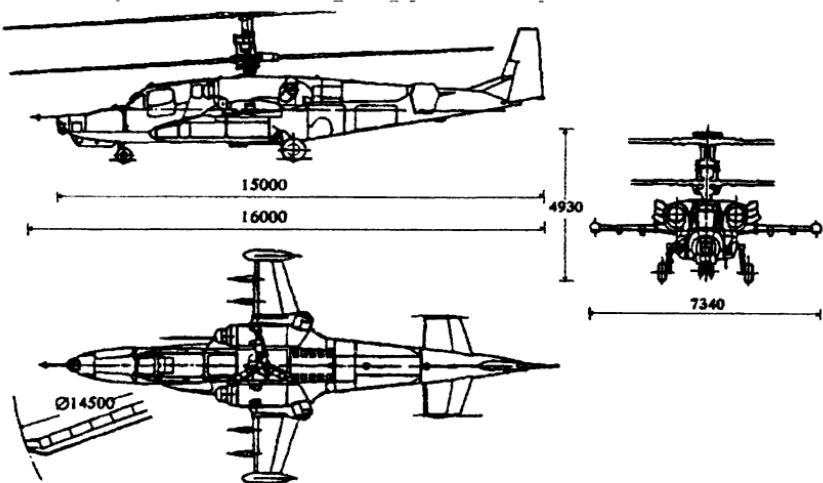


Рис. П 5.13. Схема вертолета Ка-50

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА Ка-50

#### Размеры, м:

|  |       |
|--|-------|
| длина вертолета с вращающимися винтами | 16    |
| диаметр несущих винтов                 | 14,5  |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>      | 166,5 |

#### Двигатели:

2 ГТД ТВЗ-117  
Санкт-Петербургского  
НПО им. В.Я. Климова  
2x1618/2x2200

взлетная мощность, кВт/л.с.

#### Массы и нагрузки, кг:

|                             |       |
|-----------------------------|-------|
| взлетная максимальная масса | 10800 |
| нормальная взлетная масса   | 9800  |
| масса пустого вертолета     | 7700  |

#### Летные данные:

|   |      |
|---|------|
| максимальная скорость в пологом пикировании, км/ч   | 350  |
| максимальная скорость в горизонтальном полете, км/ч | 310  |
| статический потолок вне влияния земли, м            | 4000 |
| вертикальная скороподъемность на высоте 2500 м, м/с | 10   |
| скорость полета вбок, км/ч                          | 80   |
| скорость полета назад, км/ч                         | 90   |
| практическая дальность полета, км                   | 450  |
| перегоночная дальность, км                          | 1200 |
| максимальная эксплуатационная перегрузка            | 3    |

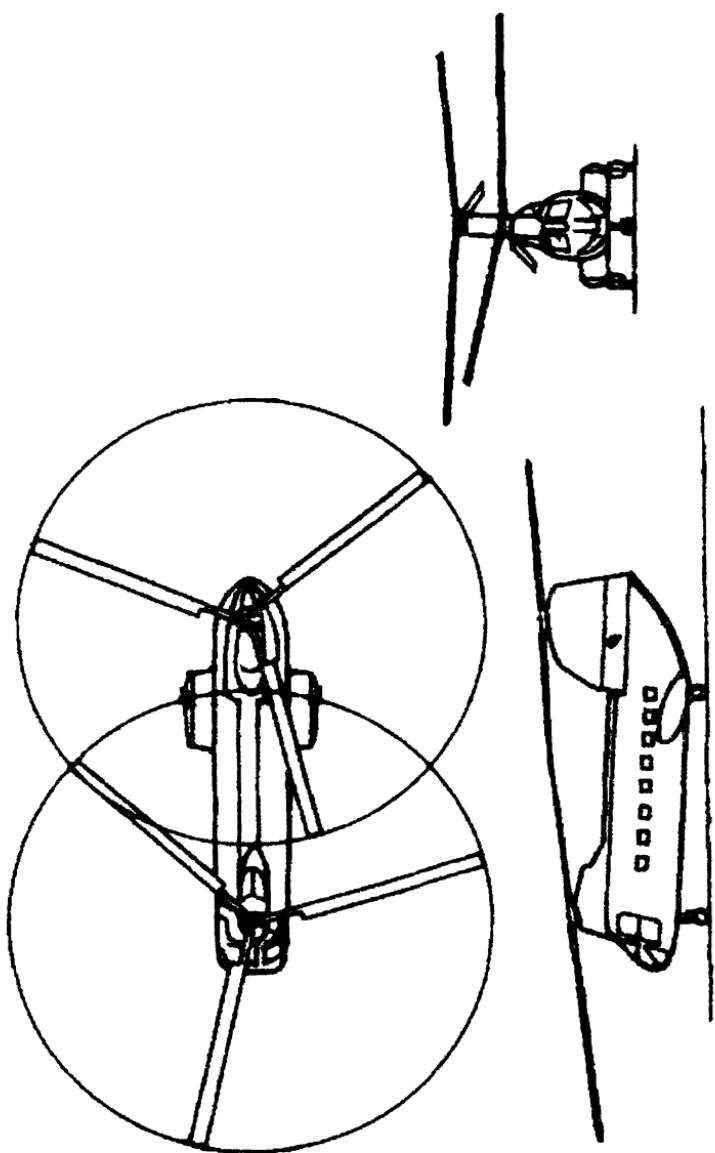


Рис. П 5.14. Схема вертолета KV-107-II

## **ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА KV-107-II**

### **Размеры, м:**

|                                   |         |
|-----------------------------------|---------|
| длина с вращающимися винтами      | 25,4    |
| длина фюзеляжа                    | 13,59   |
| ширина вертолета                  | 4,42    |
| высота вертолета                  | 5,13    |
| диаметр несущего винта            | 15,24   |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup> | 2x182,3 |

### **Двигатели:**

2 ГТД Дженерал Электрик  
CT58-GE-140-1  
или Ишикаваямия-Харима  
CT58-IHI-1  
2x1044/2x1400  
или 2x932/2x1250

взлетная мощность, кВт/л.с.

### **Массы и нагрузки, кг:**

|                             |      |
|-----------------------------|------|
| максимальная взлетная масса | 9706 |
| нормальная взлетная масса   | 8618 |
| масса пустого вертолета     | 5250 |

### **Летные данные:**

|   |      |
|---|------|
| непревышаемая скорость, км/ч                | 270  |
| максимальная скорость, км/ч                 | 254  |
| крейсерская скорость на высоте 1525 м, км/ч | 241  |
| максимальная скороподъемность, м/с          | 10,4 |
| статический потолок:                        |      |
| с учетом влияния земли, м                   | 3665 |
| без учета влияния земли, м                  | 2680 |
| дальность полета, км                        | 357  |
| перегоночная дальность, км                  | 1097 |

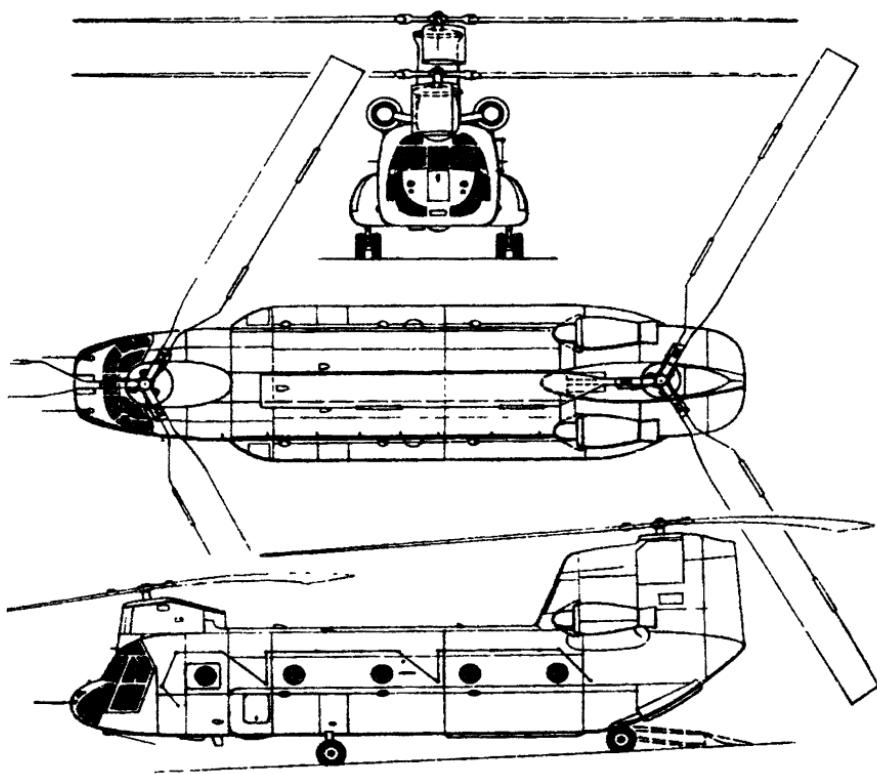


Рис. П 5.15. Схема вертолета CH-47 "Чинук"

## ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА БОИНГ-ГЕЛИКОПТЕР CH-47D

**Размеры, м:**

|                                       |          |
|---------------------------------------|----------|
| длина с вращающимися винтами          | 30,18    |
| длина фюзеляжа                        | 15,54    |
| ширина вертолета                      | 3,78     |
| высота вертолета                      | 5,68     |
| расстояние между осями несущих винтов | 11,94    |
| диаметр несущих винтов                | 18,29    |
| ометаемая площадь, м <sup>2</sup>     | 2x262,65 |

**Двигатели:**

|  |               |
|--|---------------|
| 2 ГТД Лайкоминг                          | T55-1-L-12    |
| чрезвычайная взлетная мощность, кВт/л.с. | 2x3356/2x4400 |
| взлетная мощность, кВт/л.с.              | 2x2796/2x3750 |

**Массы и нагрузки, кг:**

|                                     |       |
|-------------------------------------|-------|
| взлетная масса с полной нагрузкой   | 20865 |
| максимальная взлетная масса         | 22680 |
| расчетная нормальная взлетная масса | 14970 |
| масса пустого вертолета             | 10615 |
| максимальная перевозимая нагрузка:  |       |
| внутри кабины                       | 6310  |
| на внешней подвеске                 | 10340 |

**Летные данные:**

|  |      |
|--|------|
| максимальная скорость у земли, км/ч            | 285  |
| максимальная крейсерская скорость, км/ч        | 260  |
| статический потолок без учета влияния земли, м | 1675 |
| динамический потолок, м                        | 3100 |
| дальность полета, км                           | 615  |
| радиус действия:                               |      |
| при внешней подвеске груза массой 9390 кг, км  | 55   |
| при размещении груза массой 8165 кг            |      |
| внутри фюзеляжа, км                            | 185  |

## Статистические данные сверхлегких и легких вертолетов

| Номера п/п | 1   | 2 | 3 | 4 | 5 | ... | п |
|------------|---|---|---|---|---|-----|---|
| 1          | Тип характеристики вертолета (обозначения даны в табл. П 6.1, П 6.2, П 6.3) |   |   |   |   |     |   |
| 2          | Разработчик   |   |   |   |   |     |   |
| 3          | Взлетная масса $m_0$ , кг   |   |   |   |   |     |   |
| 4          | Масса пустого $m_{пуст}$ , кг   |   |   |   |   |     |   |
| 5          | Полная нагрузка $m_{п.н.}$ , кг   |   |   |   |   |     |   |
| 6          | Коэффициент весовой отдачи по полной нагрузке $\bar{K}$                     |   |   |   |   |     |   |
| 7          | Число мест ( $n_{эк} + n_{пас}$ )   |   |   |   |   |     |   |
| 8          | Диаметр НВ $D$ , м  |   |   |   |   |     |   |
| 9          | Число оборотов НВ $n_{н.е.}$ , об/мин                                       |   |   |   |   |     |   |
| 10         | Окружная скорость НВ $\omega R$ , м/с                                       |   |   |   |   |     |   |
| 11         | Удельная нагрузка $p$ , Н/м <sup>2</sup>                                    |   |   |   |   |     |   |
| 12         | Коэффициент заполнения $\sigma$   |   |   |   |   |     |   |
| 13         | Двигатели   |   |   |   |   |     |   |
| 14         | Взлетная мощность двигателей, кВт   |   |   |   |   |     |   |
| 15         | Энерговооруженность вертолета $\tilde{N}_0$ , кВт/Н                         |   |   |   |   |     |   |
| 16         | Масса топлива $m_T$ , кг  |   |   |   |   |     |   |
| 17         | Статический потолок $H_{ст}^{БВЗ}$ , м                                      |   |   |   |   |     |   |
| 18         | Динамический $H_{дин}$ (практический $H_{пр}$ ), м                          |   |   |   |   |     |   |
| 19         | Дальность полета $L$ , км   |   |   |   |   |     |   |
| 20         | Максимальная скорость $V_{max}$ , км/ч                                      |   |   |   |   |     |   |
| 21         | Вид трансмиссии (К, З, Ц+Р)   |   |   |   |   |     |   |

Таблица П 6.1

| Номера<br>п/п | 1                          | 2                     | 3                     | 4                    | 5                    | 6                    | 7                  | 8                    |
|---------------|----------------------------|-----------------------|-----------------------|----------------------|----------------------|----------------------|--------------------|----------------------|
| 1             | Сверхлегкие вертолеты с ПД |                       |                       |                      |                      |                      |                    |                      |
|               | A / W 95                   | Us 254                | Us 331                | "Angel<br>CH-7"      | "Helicycle"          | "Mini 500"           | "Mosquito<br>M-58" | "Angel<br>Kompresso" |
| 2             | США                        | Тай-<br>вань          | Тай-<br>вань          | Ита-<br>лия          | США                  | США                  | Бель-<br>гия       | Ита-<br>лия          |
| 3             | 222                        | 239                   | 295                   | 360                  | 310                  | 350                  | 390                | 450                  |
| 4             | 121                        | 115                   | 151                   | 205                  | 179                  | 155                  | 170                | 252                  |
| 5             | 101                        | 124                   | 144                   | 155                  | 131                  | 195                  | 220                | 198                  |
| 6             | 0,455                      | 0,5188                | 0,49                  | 0,43                 | 0,422                | 0,557                | 0,564              | 0,44                 |
| 7             | 1                          | 1                     | 1                     | 1                    | 1                    | 1                    | 1+1п               | 1+1п                 |
| 8             | 5,94                       | 6,4                   | 6,4                   | 6,5                  | 6,4                  | 6,85                 | 4,6                | 7,0                  |
| 9             | 450                        | 516,5                 | 516,5                 | 520                  | —                    | 546                  | 750                | —                    |
| 10            | 135...<br>140              | 173                   | 173                   | 168                  | —                    | 167                  | 180,5              | —                    |
| 11            | 78,63                      | 72,92                 | 90                    | 106,5                | 113,5                | 93,2                 | 230,33             | 114,77               |
| 12            | 0,0435                     | 0,0358                | 0,0338                | 0,035                | —                    | 0,0335               | 0,0498             | 0,0327               |
| 13            | 1 ПД<br>Rotax<br>503       | 1 ПД<br>Hirth<br>2703 | 1 ПД<br>Hirth<br>2706 | 1 ПД<br>Rotax<br>582 | 1 ПД<br>Rotax<br>618 | 1 ПД<br>Rotax<br>582 | 1 ПД<br>Jabiru     | 1 ПД<br>Rotax<br>914 |
| 14            | 38,3                       | 40,5                  | 47,84                 | 47,1                 | 54,32                | 47,1                 | 58,9               | 84,6                 |
| 15            | 0,0176                     | 0,0173                | 0,0165                | 0,0133               | 0,0179               | 0,0137               | 0,0154             | 0,0192               |
| 16            | —                          | —                     | 29,64                 | 31,2                 | 35,1                 | 41,9                 | 40,56              | 31,2                 |
| 17            | —                          | 2134                  | 2134                  | 1500                 | —                    | 2133                 | 3048<br>СВ3        | —                    |
| 18            | —                          | —                     | —                     | 3500                 | —                    | —                    | —                  | —                    |
| 19            | —                          | —                     | —                     | 330                  | —                    | —                    | 700                | 552                  |
| 20            | 222                        | 101                   | 167                   | 140                  | 170                  | 155                  | 180                | 209                  |
| 21            | Р+Ц                        | 3                     | 3                     | К                    | —                    | К                    | К                  | К                    |

Продолжение табл. П 6.1

| Номера<br>п/п              | 9                            | 10                 | 11                  | 12  | 13                            |
|----------------------------|------------------------------|--------------------|---------------------|---|-------------------------------|
| Сверхлегкие вертолеты с ПД |                              |                    |                     |   |                               |
| 1                          | Us 496                       | "Dragon Fly 333"   | "Voyager-500"       | "Eagle's Perch" (со-осная схема)                  | "Carbo G2" (Фенестрон)        |
| 2                          | Тайвань                      | Италия             | США                 | США   | Франция                       |
| 3                          | 514                          | 450                | 515                 | 500   | 550                           |
| 4                          | 245                          | 230                | 276                 | 258   | 320                           |
| 5                          | 269                          | 220                | 239                 | 242   | 230                           |
| 6                          | 0,523                        | 0,489              | 0,464               | 0,484   | 0,418                         |
| 7                          | 1+1п                         | 1+1п               | 1+1п                | 1   | 1+1                           |
| 8                          | 7,0                          | 6,6                | 6,8                 | 4,11  | 6,5                           |
| 9                          | —                            | 500                | 550                 | —   | 614,25                        |
| 10                         | —                            | 182                | 199,4               | —   | 209                           |
| 11                         | 131,1                        | 129,1              | 139,1               | 349,9   | 162,68                        |
| 12                         | 0,0309                       | 0,0347             | 0,0375              | 0,1116<br>для 2 <sup>х</sup> винтов<br><i>z=6</i> | —                             |
| 13                         | 1 ПД<br>Hirth F 30<br>(A 26) | 1 ПД<br>Hirth F 30 | 1 ПД<br>US Airpower | 2 ПД<br>2xHirth 2706                              | 1 ПД<br>Lycoming<br>0-320-B2C |
| 14                         | 84,6                         | 95,68              | 101,57              | 95,68   | 119                           |
| 15                         | 0,0168                       | 0,0217             | 0,0201              | 0,0195  | 0,02205                       |
| 16                         | 46,8                         | 46,8               | 59,28               | 29,5  | —                             |
| 17                         | 2134                         | —                  | —                   | —   | 2400 СВ3                      |
| 18                         | 3658                         | —                  | —                   | —   | —                             |
| 19                         | —                            | —                  | —                   | —   | 1000                          |
| 20                         | 158                          | 150                | 193                 | 160   | 205                           |
| 21                         | 3                            | К                  | К                   | —   | К                             |

Продолжение табл. П 6.1

| Номера<br>п/п              | 14                            | 15                                       | 16                      | 17  | 18                                 | 19   |
|----------------------------|-------------------------------|--|-------------------------|---|------------------------------------|--|
| Сверхлегкие вертолеты с ПД |                               |  |                         |   |                                    |  |
| 1                          | R-22                          | "Baby Baller"<br>(вал вертикаль-<br>ный) | "Ehex 162 F"            | "Brantly B-28"<br>(вал вертикаль-<br>ный) | "Хьюз 269 A"                       | "Швайцер<br>300CB"                           |
| 2                          | США                           | Канада                                   | США                     | США                                       | США                                | США  |
| 3                          | 621                           | 750                                      | 680                     | 757                                       | 757                                | 793  |
| 4                          | 374                           | 375                                      | 442                     | 463                                       | 457                                | 493,2  |
| 5                          | 247                           | 375                                      | 238                     | 294                                       | 300                                | 299,8  |
| 6                          | 0,398                         | 0,504                                    | 0,35                    | 0,388                                     | 0,396                              | 0,378  |
| 7                          | 1+1п                          | 1+1п                                     | 1+1п                    | 1+1п                                      | 1+1п                               | 1+1п   |
| 8                          | 7,67                          | 7,3                                      | 7,62                    | 7,24                                      | 7,71                               | 8,18   |
| 9                          | 540                           | —  | —                       | 483                                       | —                                  | 471  |
| 10                         | 217                           | —  | —                       | 183                                       | —                                  | 201,6  |
| 11                         | 131,92                        | 175,88                                   | 146,35                  | 180,47                                    | 162,2                              | 148,25                                       |
| 12                         | 0,03                          | 0,0314                                   | 0,03                    | 0,0536                                    | —                                  | —  |
| 13                         | 1 ПД<br>Lycoming<br>0-320-B2C | 1 ПД<br>Lycoming<br>0-320                | 1 ПД<br>Rotorway<br>162 | 1 ПД<br>Lycoming<br>IV0<br>360-A1A        | 1 ПД<br>Lycoming<br>IV0<br>360-A1A | 1 ПД<br>Textron<br>Lycoming<br>H0 360<br>C1A |
| 14                         | 119                           | 110,4                                    | 110,4                   | 132,48                                    | 132,48                             | 132,48                                       |
| 15                         | 0,0193                        | 0,015                                    | 0,0165                  | 0,0178                                    | 0,0178                             | 0,01703                                      |
| 16                         | 52<br>(с маслом)              | 84,24                                    | 50,7                    | 91,27                                     | 83                                 | —  |
| 17                         | 1586                          | —  | 2285                    | 2040 CB3                                  | 1145                               | 1707   |
| 18                         | 4265                          | —  | —                       | 3200                                      | 3625                               | 4300   |
| 19                         | 320                           | —  | 323                     | 400                                       | 328                                | —  |
| 20                         | 190                           | 160                                      | 185                     | 161                                       | 138                                | —  |
| 21                         | К                             | —  | P+Ц                     | —   | К                                  | К  |

Продолжение табл. П 6.1

| Номера<br>п/п | 20                                  | 21                                   | 22   | 23                             | 24  |
|---------------|-------------------------------------|--------------------------------------|--|--------------------------------|---|
| 1             | Сверхлегкие вертолеты с ПД          |                                      |  |                                |   |
|               | “Щвайцер<br>300С”                   | “Энстром<br>F-28А”                   | “Актай”  | R-44                           | Ми-52   |
| 2             | США                                 | США                                  | Россия<br>(Казань)   | США                            | Россия  |
| 3             | 928,7                               | 1179                                 | 1050   | 1088                           | 1150  |
| 4             | 498,7                               | 712                                  | —  | 635                            | 665   |
| 5             | 430                                 | 467                                  | —  | 368                            | 485   |
| 6             | 0,463                               | 0,696                                | —  | 0,417                          | 0,422   |
| 7             | 1+2п                                | 1+2п                                 | 1+2п   | 1+2п                           | 1+3п  |
| 8             | 8,17                                | 9,7                                  | 10   | 10,06                          | 10  |
| 9             | —                                   | —                                    | —  | —                              | —   |
| 10            | —                                   | —                                    | —  | —                              | —   |
| 11            | 173,87                              | 159,59                               | 131,22   | 134,35                         | 143,7   |
| 12            | —                                   | —                                    | —  | —                              | —   |
| 13            | 1 ПД<br>Lycoming<br>H10-360-<br>D1A | 1 ПД<br>Lycoming<br>H1D-360-<br>F1AD | —  | 1 ПД<br>Lycoming<br>0-540-F185 | 1 РПД<br>ВАЗ-430                                      |
| 14            | 139,84                              | 165,6                                | —  | 191,36                         | 176,64  |
| 15            | 0,01535                             | 0,0143                               | 0,0158   | 0,0179                         | 0,0156  |
| 16            | 100,9                               | 91,26                                | —  | 89,7 осн.<br>53,8 доп.         | 226,2   |
| 17            | —                                   | 1250                                 | 1300   | 1524                           | 1600  |
| 18            | 4400                                | 3658                                 | 4700   | 4267                           | 5000  |
| 19            | 456                                 | 483<br>(без АН3)                     | 100 км<br>( $m_{цн}=310$ кг)<br>600 км<br>( $m_{цн}=190$ кг) | 643<br>(без АН3)               | 200 км (300 кг)<br>420 км (250 кг)<br>800 км (150 кг) |
| 20            | —                                   | 188                                  | 190  | 247                            | 215   |
| 21            | К                                   | —                                    | —  | К                              | 3   |

## Окончание табл. П 6.1

| Номера п/п | 25   | 26                      | 27                | 28                | 29                        |
|------------|--|-------------------------|-------------------|-------------------|---------------------------|
|            | Сверхлегкие вертолеты с ПД   |                         |                   |                   |                           |
| 1          | Ми-52-1  | "Humming bird"          | Ми-34             | Ми-34С            | Ми-34М                    |
| 2          | Россия   | США                     | Россия            | Россия            | Россия                    |
| 3          | 1200   | 1223                    | 1280              | 1450              | 1700                      |
| 4          | 694  | 815                     | 925               | 950               | —                         |
| 5          | 506  | 408                     | 355               | 500               | —                         |
| 6          | 0,422  | 0,334                   | 0,277             | 0,345             | —                         |
| 7          | 1+4п   | 1+3п                    | 1+3п              | 1+3п              | 1+4п                      |
| 8          | 10   | 10,05                   | 10                | 10                | 10                        |
| 9          | —  | —                       | —                 | —                 | —                         |
| 10         | —  | —                       | —                 | —                 | —                         |
| 11         | 149,96   | 151,32                  | 159,96            | 181,2             | 212,44                    |
| 12         | —  | 0,0253                  | —                 | —                 | —                         |
| 13         | 1 РПД<br>ВАЗ-430   | 1 ПД<br>VB 6.61<br>auto | 1 ПД<br>М-14В 26В | 1 ПД<br>М-14В 26В | 2 РПД<br>ВАЗ-430          |
| 14         | 198,7  | 191,36                  | 253,5             | 253,5             | 2x161,92                  |
| 15         | 0,0169   | 0,0159                  | 0,0202            | 0,0178            | 0,0194                    |
| 16         | 241,8  | 167,7                   | —                 | 134,2             | —                         |
| 17         | 1500   | —                       | 1500              | —                 | —                         |
| 18         | 5000   | —                       | 4500              | 5000              | —                         |
| 19         | 200 км (320 кг)<br>450 км (260 кг)<br>650 км (210 кг)<br>800 км (180 кг) | —                       | 360               | 420               | 480<br>300<br>(400 с АН3) |
| 20         | 200  | 176                     | 220               | 225               | 210                       |
| 21         | 3  | —                       | 3                 | 3                 | 3                         |

Таблица П 6.2

| Номера<br>п/п | 1                                       | 2                          | 3                              | 4                                | 5                                | 6                                 | 7                                |
|---------------|---|----------------------------|--------------------------------|----------------------------------|----------------------------------|-----------------------------------|----------------------------------|
|               | Сверхлегкие вертолеты с ГТД             |                            |                                |                                  |                                  |                                   |                                  |
| 1             | "Щвайцер 330"                           | "Ферчайлд-Хиллер FH-1100"  | "Хьюз 369"<br>(OH-6A "Кэйиоз") | "Роджерсон-Хиллер RH-1100"       | "Белл 206А"<br>("Джет Рейнджер") | "Белл OH-58А"<br>("Кловер")       | "Хьюз 500D"                      |
| 2             | США                                     | США                        | США                            | США                              | США                              | США                               | США                              |
| 3             | 1025                                    | 1247                       | 1090                           | 1292                             | 1360                             | 1360                              | 1360                             |
| 4             | 517                                     | 633                        | 557                            | 687                              | 671                              | 718                               | 598                              |
| 5             | 508                                     | 614                        | 533                            | 605                              | 689                              | 642                               | 762                              |
| 6             | 0,496                                   | 0,492                      | 0,489                          | 0,468                            | 0,507                            | 0,472                             | 0,56                             |
| 7             | 1+3п<br>1+2п                            | 1+3п<br>1+4п               | 2+4п                           | 1+6п                             | 1+4п                             | 2+2п                              | 1+4п                             |
| 8             | 8,31                                    | 10,8                       | 8,03                           | 10,8                             | 10,16                            | 10,77                             | 8,08                             |
| 9             | 471                                     | 369                        | 470                            | 369                              | 394                              | 354                               | 478                              |
| 10            | 205                                     | 209                        | 193                            | 209                              | 210                              | 200                               | 202                              |
| 11            | 185,5                                   | 136                        | 211,2                          | 138,4                            | 164,8                            | 149                               | 260,3                            |
| 12            | —                                       | 0,0318                     | 0,0543                         | 0,0318                           | 0,0414                           | 0,039                             | 0,0674                           |
| 13            | 1 ГТД<br>Allison<br>Turbine<br>250-C20W | 1 ГТД<br>Allison<br>250C18 | 1 ГТД<br>Allison<br>T-63-A-5A  | 1 ГТД<br>Allison<br>250-<br>C20B | 1 ГТД<br>Allison<br>250-<br>C18A | 1 ГТД<br>Allison<br>T63-A-<br>700 | 1 ГТД<br>Allison<br>250-<br>C20B |
| 14            | 173,7                                   | 236<br>(огр. 204)          | 233<br>(огр. 173,7)            | 309                              | 236                              | 236                               | 309,1                            |
| 15            | 0,0173                                  | 0,0189                     | 0,0193                         | 0,0244                           | 0,0174                           | 0,0174                            | 0,023                            |
| 16            | 224                                     | 202                        | 181                            | 202                              | 224                              | 215,3                             | 187,2                            |
| 17            | 1890                                    | 2560                       | 2315                           | 3650                             | 1067                             | 1830                              | 2285                             |
| 18            | —                                       | 4235                       | 4740                           | 5275                             | 5200                             | —                                 | 4570                             |
| 19            | 596                                     | —                          | —                              | 629                              | 630                              | 490                               | 482                              |
| 20            | 200                                     | 204                        | 229                            | 204                              | 241                              | ~220                              | 282                              |
| 21            | —                                       | 3                          | 3                              | 3                                | 3                                | 3                                 | 3                                |

Таблица П 6.3

| Номера<br>п/п | 1  | 2                            | 3                        | 4                                 | 5                                 | 6                                |
|---------------|--|------------------------------|--------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|----------------------------------|
| 1             | Легкие вертолеты с ГТД                         |                              |                          |                                   |                                   |                                  |
|               | ЕС 120 ХВ (фенес-<br>трон)                     | MD 500E                      | SW 4                     | AS 315B "Лама"                    | AS 342 "Газель"<br>(фенестрон)    | "Белл 206A"<br>("Джет Рейнджер") |
| 2             | Междуна-<br>родная<br>програм-<br>ма           | США                          | Поль-<br>ша<br>(ПЗЛ)     | Франция                           | Франция                           | США                              |
| 3             | 1550 тах                                       | 1360                         | 1700<br>тах              | 1950                              | 1800                              | 1360                             |
| 4             | 852  | 654                          | 731                      | 1014                              | 947                               | 671                              |
| 5             | 698  | 706                          | 969                      | 936                               | 853                               | 689                              |
| 6             | 0,45   | 0,519                        | 0,57                     | 0,48                              | 0,474                             | 0,507                            |
| 7             | 1+4п   | 1+(4...6)п                   | 1+4п                     | 1+4п                              | (1...2)+<br>+(3... 1)п            | 1+4п                             |
| 8             | 10,2   | 8,08                         | 9,0                      | 11,02                             | 10,5                              | 10,16                            |
| 9             | —  | 478                          | —                        | 354                               | 378                               | 394                              |
| 10            | —  | 202                          | —                        | 205                               | 208                               | 210                              |
| 11            | 186,2  | 265                          | 262,3                    | 204,6                             | 208                               | 168                              |
| 12            | 0,044  | 0,0674                       | —                        | 0,0607                            | 0,0547                            | 0,0414                           |
| 13            | 1 ГТД<br>Турбомека<br>TM319<br>"Арриус"<br>1В1 | 1 ТВД<br>Аллисон<br>250-C20B | 1 ГТД<br>A250-<br>C20R/2 | 1 ТВД<br>Турбомека<br>Артуст IIIB | 1 ТВД<br>Турбомека<br>Астазу IIIA | 1 ТВД<br>Аллисон<br>250-C18A     |
| 14            | 312  | 309                          | 270                      | 640                               | 436                               | 254                              |
| 15            | 0,0205   | 0,0230                       | —                        | 0,0333                            | 0,0245                            | 0,0174                           |
| 16            | 332  | 62 доп.<br>187 осн.          | 390                      | —<br>447 осн.                     | 573 доп.<br>417 осн.              | —<br>224,6 осн.                  |
| 17            | 2400   | 2286                         | 2900                     | 5000                              | 2000                              | 1067                             |
| 18            | 4875   | 4481                         | —                        | 6400                              | 5000                              | 5200                             |
| 19            | 600  | 515                          | 600                      | 600                               | 785                               | 630                              |
| 20            | 235  | 282                          | 245                      | 210                               | 310                               | 241                              |
| 21            | —  | 3                            | —                        | 3                                 | 3                                 | 3                                |

Продолжение табл. П 6.3

| Номера<br>п/п | 7                                | 8   | 9                              | 10   | 11                           | 12                           |
|---------------|----------------------------------|---|--------------------------------|--|------------------------------|------------------------------|
| 1             | Легкие вертолеты с ГТД           |   |                                |  |                              |                              |
|               | SA-316C<br>"Апэйт III"           | S-62C<br>(HH-52A)                           | UH-1H<br>("Белл-205")          | AH-1S "Хьюобарз"<br>("Белл-209")           | AS-355F                      | Bo. 105 CBS                  |
| 2             | Франция                          | США   | США                            | США  | Франция                      | ФРГ                          |
| 3             | 2250                             | 3583  | 4309                           | 4535                                       | 2300                         | 2400                         |
| 4             | 1134                             | 2248  | 2363                           | 2920                                       | 1275                         | 1276                         |
| 5             | 1116                             | 1375  | 1759                           | 1615                                       | 1025                         | 1124                         |
| 6             | 0,496                            | 0,372                                       | 0,452                          | 0,356                                      | 0,446                        | 0,468                        |
| 7             | (1...2)+6п                       | 2+10п                                       | (1...2)+<br>+(11...14)п        | 2+0п                                       | (1...2)+<br>+(4...5)п        | (1...2)+<br>+(3...4)п        |
| 8             | 11,02                            | 16,16                                       | 14,63                          | 13,41                                      | 10,69                        | 7,84                         |
| 9             | 354                              | 227   | 324                            | 324  | 387                          | 424                          |
| 10            | 205                              | 193   | 248                            | 228  | 217                          | 219                          |
| 11            | 236                              | 175   | 256                            | 321  | 256                          | 316                          |
| 12            | 0,0607                           | 0,0493                                      | 0,0464                         | 0,0651                                     | 0,0626                       | 0,0699                       |
| 13            | 1 ТВД<br>Турбомека<br>Артуст IID | 1 ТВД<br>Дженерал<br>электрик<br>CT58-110-1 | 1 ТВД<br>Лайкоминг<br>T53-L-13 | 2 ТВД<br>Юнайтед<br>Эркрафт<br>T400-CP-400 | 2 ТВД<br>Аллисон<br>250-C20F | 2 ТВД<br>Аллисон<br>250-C20B |
| 14            | 640                              | 994   | 1044                           | 671x2                                      | 317                          | 313                          |
| 15            | 0,0288                           | 0,0281                                      | 0,0242                         | 0,0296                                     | 0,0276                       | 0,0257                       |
| 16            | —<br>436,8 осн.                  | —<br>1216,8 осн.                            | 623                            | 791  | 569                          | 445                          |
| 17            | 1600                             | 1400  | 1220                           | 2500                                       | 2050                         | 1615                         |
| 18            | 4000                             | 3570  | 3840                           | 3215                                       | 4400                         | 5180                         |
| 19            | 480                              | 743   | 511                            | 577  | 740                          | 575                          |
| 20            | 220                              | 163   | 204                            | —  | 233                          | 270                          |
| 21            | 3                                | 3   | 3                              | 3  | 3                            | 3                            |

Продолжение табл. П 6.3

| Номера п/п | 13                               | 14                           | 15                           | 16   | 17  | 18                          |
|------------|----------------------------------|------------------------------|------------------------------|--|---|-----------------------------|
| 1          | <b>Легкие вертолеты с ГТД</b>    |                              |                              |  |   |                             |
|            | ЕС-135                           | A.109A Mk.2<br>"Хирундо"     | A.109A                       | "Ансат"  | ВК 117  | ОН-Х                        |
| 2          | Международная программа          | Италия                       | Италия                       | Россия   | ФРГ<br>Япония                                   | Япония                      |
| 3          | 2500                             | 2450                         | 2360                         | 3300   | 3000  | 3500 max                    |
| 4          | 1300                             | 1418                         | 1298                         | 2000   | 1695  | —                           |
| 5          | 1200                             | 1032                         | 1062                         | 1300   | 1305  | —                           |
| 6          | 0,48                             | 0,422                        | 0,45                         | 0,394  | 0,435   | —                           |
| 7          | 1+6п                             | (1...2)+<br>(6...7)п         | (1...2)+<br>(6...7)п         | 1+9п   | 1+<br>+6...7(10)п                               | 2                           |
| 8          | 10,8                             | 11,0                         | 11,0                         | 11,5   | 11,0  | 11,5                        |
| 9          | —                                | 385                          | 385                          | —  | 383   | —                           |
| 10         | —                                | 222                          | 222                          | —  | 221   | —                           |
| 11         | 268                              | 258                          | 248                          | 312  | 316   | —                           |
| 12         | —                                | 0,0764                       | 0,0764                       | —  | 0,0741  | —                           |
| 13         | 2 ГТД<br>Турбомека<br>"Ариус" 2В | 2 ТВД<br>Аллисон<br>250-C20B | 2 ТВД<br>Аллисон<br>250-C20B | 2 ГТД<br>Pratt<br>Whitney/<br>Klimov<br>PW-206 C | 2 ТВД<br>Авко<br>Лайкоминг<br>LTS101-650<br>B-1 | 2 ГТД<br>Мицубиси<br>TC1-10 |
| 14         | 470                              | 313                          | 313                          | 464  | 410   | 708                         |
| 15         | 0,0383                           | 0,0253                       | 0,0265                       | 0,0287   | 0,0273  | —                           |
| 16         | 83 доп.<br>500 осн.              | 429                          | 429                          | —  | 474   | —                           |
| 17         | 1100                             | 2835                         | 3290                         | 3000   | 3170  | —                           |
| 18         | 610                              | 5485                         | 5300                         | (5500)   | —   | —                           |
| 19         | 750                              | 648                          | 625                          | 595  | 498   | —                           |
| 20         | 274                              | 311                          | 280                          | 280  | 278   | —                           |
| 21         | —                                | 3                            | 3                            | —  | 3   | —                           |

Продолжение табл. П 6.3

| Номера<br>п/п          | 19                                      | 20                      | 21  | 22                              | 23                               |
|------------------------|---|-------------------------|---|---------------------------------|----------------------------------|
| Легкие вертолеты с ГТД |   |                         |   |                                 |                                  |
| 1                      | A 129                                   | Mи-2                    | "Белл 222А"                               | AL H                            | SA 365N<br>(фенестрон)           |
| 2                      | Италия                                  | Россия<br>МВЗ           | США                                       | Индия                           | Франция                          |
| 3                      | 3700                                    | 3550                    | 3560                                      | 4000                            | 3850                             |
| 4                      | 2529                                    | 2420                    | 2063                                      | 2680                            | 2011                             |
| 5                      | 1171                                    | 1130                    | 1497                                      | 1320                            | 1839                             |
| 6                      | 0,316                                   | 0,318                   | 0,42                                      | 0,33                            | 0,476                            |
| 7                      | 2                                       | 1+8п                    | 1 . 2+<br>+(6.. 7)п                       | 2+10(14)п                       | (1 . 2)+<br>+(12.. 13)п          |
| 8                      | 11,9                                    | 14,5                    | 12,12                                     | 13,2                            | 11,93                            |
| 9                      | 337                                     | —                       | 338                                       | 314                             | 349,5                            |
| 10                     | 210                                     | —                       | 215                                       | 216,9                           | 218                              |
| 11                     | 333                                     | 211                     | 308                                       | 325                             | 344                              |
| 12                     | 0,0895                                  | 0,0527                  | 0,0767                                    | 0,0965                          | 0,0822                           |
| 13                     | 2 ТВД<br>Ролс-Ройс<br>Джем-2<br>MK1004D | 2 ГТД-350<br>СП Изотова | 2 ТВД<br>Авко Лайкоминг<br>LTS-101-650C-3 | 2 ТВД<br>Турбомека<br>TM 332-2B | 2 ТВД<br>Турбомека<br>Ариэль 1С1 |
| 14                     | 708                                     | 2x294                   | 2x456                                     | 2x788<br>(TP-1240)              | 2x641                            |
| 15                     | 0,0383                                  | 0,0172                  | 0,026                                     | 0,0316                          | 0,0248                           |
| 16                     | 758                                     | 393 доп.<br>500 осн     | 554                                       | 1160                            | 889                              |
| 17                     | 2390                                    | 2000                    | 1400                                      | 3000 СВ3                        | 1050                             |
| 18                     | —                                       | 4000                    | —   | 6000                            | 4575                             |
| 19                     | —                                       | 580                     | 527                                       | 800                             | 880                              |
| 20                     | 259                                     | 210                     | 278                                       | 290                             | 305                              |
| 21                     | 3                                       | 3                       | 3   | 3                               | 3                                |

Окончание табл. П 6.3

| Номера<br>п/п                 | 24                                      | 25                           | 26   | 27                          | 28                              |
|-------------------------------|---|------------------------------|--|-----------------------------|---------------------------------|
| <b>Легкие вертолеты с ГТД</b> |   |                              |  |                             |                                 |
| 1                             | SA 366N<br>(фенестрон)                  | SA 365С (фенес-<br>трон)     | "Линкс II" АН Mk 5                           | S-76В                       | "Тигр"                          |
| 2                             | Франция                                 | Франция                      | Англия                                       | США                         | Междуна-<br>родная<br>программа |
| 3                             | 4050                                    | 3000                         | 4535   | 4536                        | 6000 мах                        |
| 4                             | 2718                                    | 1876                         | 2658   | 2390                        | 3300                            |
| 5                             | 1342                                    | 1124                         | 1877   | 2146                        | 2700                            |
| 6                             | 0,329                                   | 0,375                        | 0,414  | 0,473                       | 0,45                            |
| 7                             | 3                                       | (1 . 2)+<br>+(12...13)п      | (1...2)+7п                                   | 2+12п                       | 2                               |
| 8                             | 11,93                                   | 11,68                        | 12,8   | 13,41                       | 13                              |
| 9                             | 349                                     | 348                          | 313  | 313                         | -                               |
| 10                            | 218                                     | 213                          | 210  | 220                         | -                               |
| 11                            | 361                                     | 280                          | 353  | 321                         | 444                             |
| 12                            | 0,0822                                  | 0,0763                       | 0,0786                                       | 0,0741                      | -                               |
| 13                            | 2 ТВД<br>Авко Лайкоминг<br>TS101-750A-1 | 2 ТВД<br>Турбомека<br>Ариэль | 2 ТВД<br>Роллс-Ройс<br>Джем 41-1<br>МК 20101 | 2 ТВД<br>Аллисон<br>250-C30 | 2 ГТД<br>MTU<br>Роллс-Ройс      |
| 14                            | 2x618                                   | 2x472                        | 2x736  | 2x478                       | 2x958                           |
| 15                            | 0,0228                                  | 0,0319                       | 0,0329                                       | 0,0214                      | 0,0325                          |
| 16                            | 889                                     | 1037 доп.<br>499 осн         | 352 доп.<br>723 осн.                         | —<br>826 осн.               | —<br>1080 осн.                  |
| 17                            | 0                                       | 2840                         | 3230   | 1890                        | 2000                            |
| 18                            | —                                       | 6000                         | —  | 4570                        | —                               |
| 19                            | 760                                     | 465                          | 630  | 748                         | t=170 мин                       |
| 20                            | 324                                     | 315                          | 259  | 269                         | —                               |
| 21                            | 3                                       | 3                            | 3  | 3                           | 3                               |

## Схемы некоторых сверхлегких и легких вертолетов

Представление о техническом облике вертолета можно получить по его схеме и основным характеристикам. В данном приложении приведены схемы сверхлегких вертолетов (рис. П 7.1.1 — П 7.1.25, П 7.2.1 — П 7.2.7), некоторые из них являются базовыми модификациями. В большинстве случаев модификации вертолета отличаются одна от другой главным образом типом двигателя (двигателей), радиоэлектронным оборудованием и подвесным оснащением. Внешний вид машин меняется значительно реже, что объясняется дорогоизносной работой по переделке серийной оснастки на заводах, а также тем фактором, что конфигурация каждого вертолета — это компромисс между аэродинамикой, внутренней компоновкой, особыми требованиями заказчика к размещению экипажа, пассажиров, обзору из кабины, оснащению, эксплуатационным характеристикам и т.п.

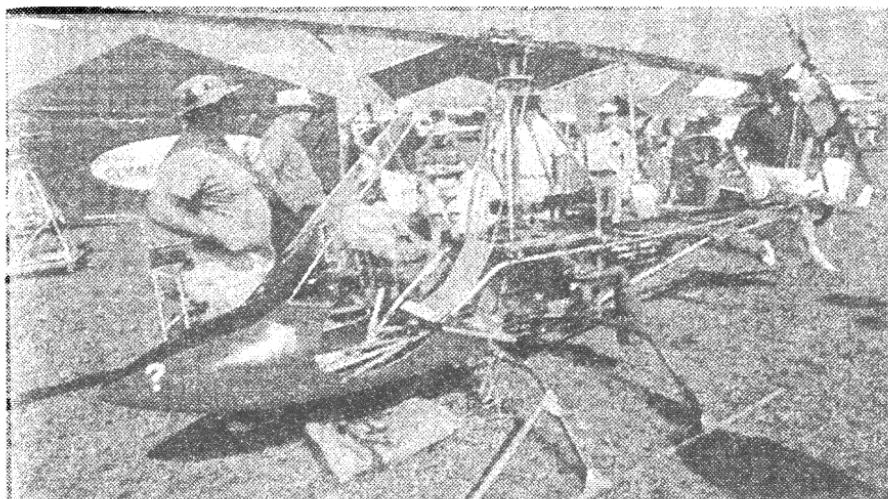


Рис. П 7.1.1. Схема вертолета A/W 95

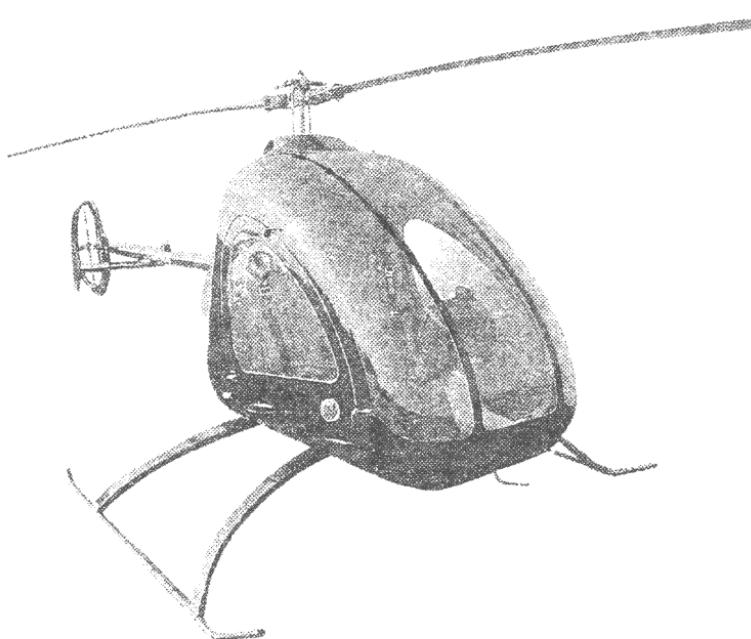


Рис. П 7.1.2. Схема вертолета Uz 254

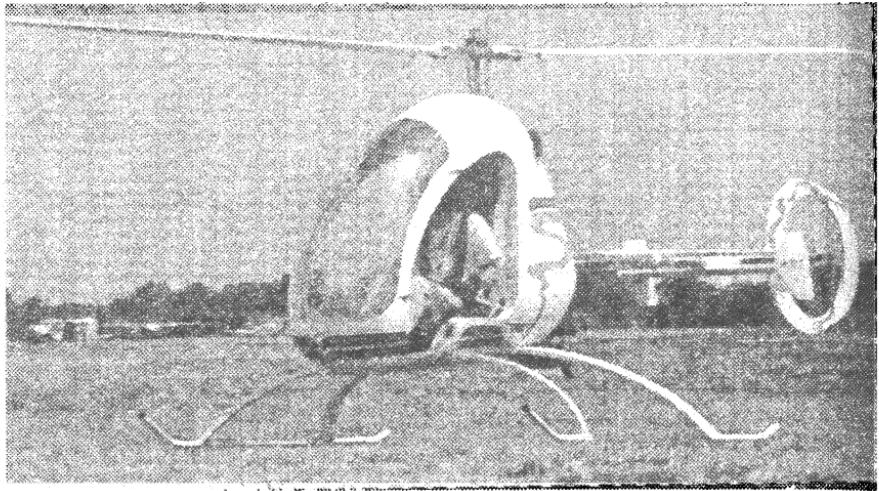


Рис. П 7.1.3. Схема вертолета Us 331

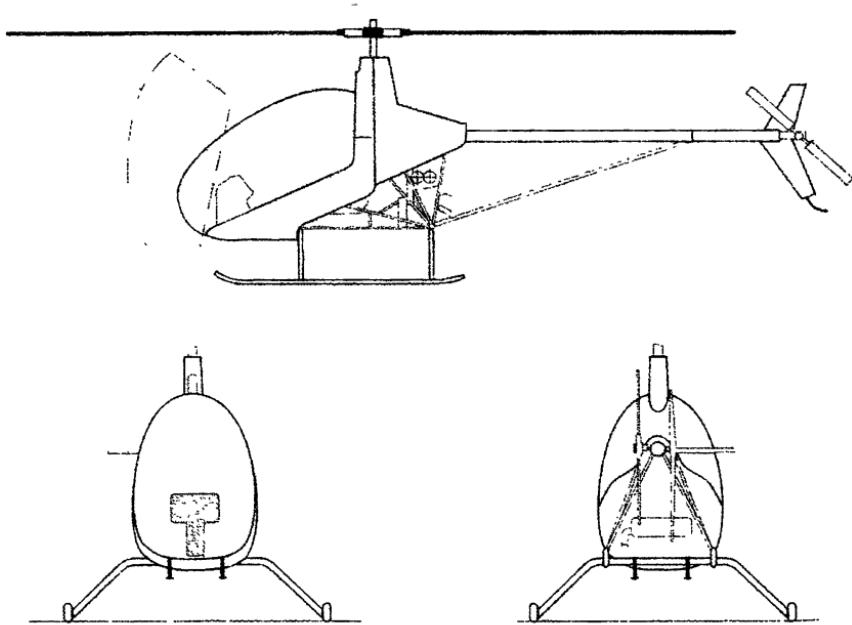


Рис. П 7.1.4. Схема вертолета "Angel CH-7"



Рис. П 7.1.5. Схема вертолета "Helicycle"

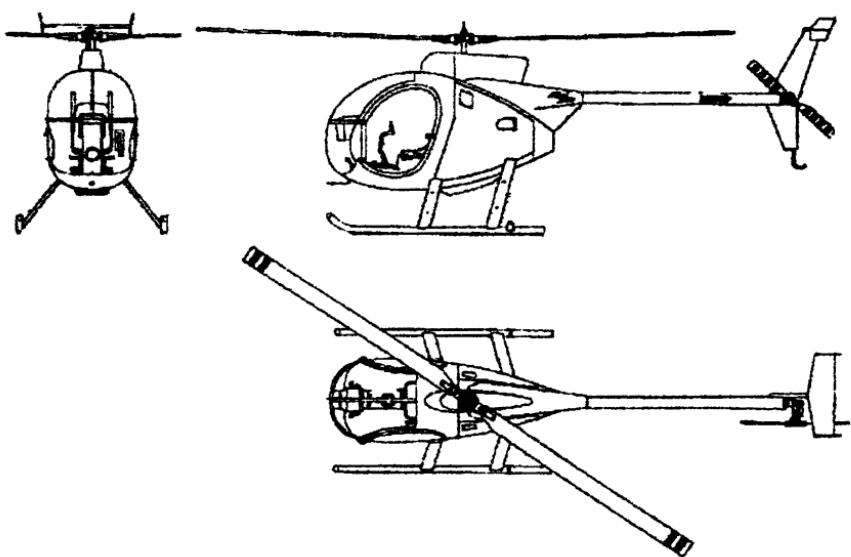


Рис. П 7.1.6. Схема вертолета "Mini 500"

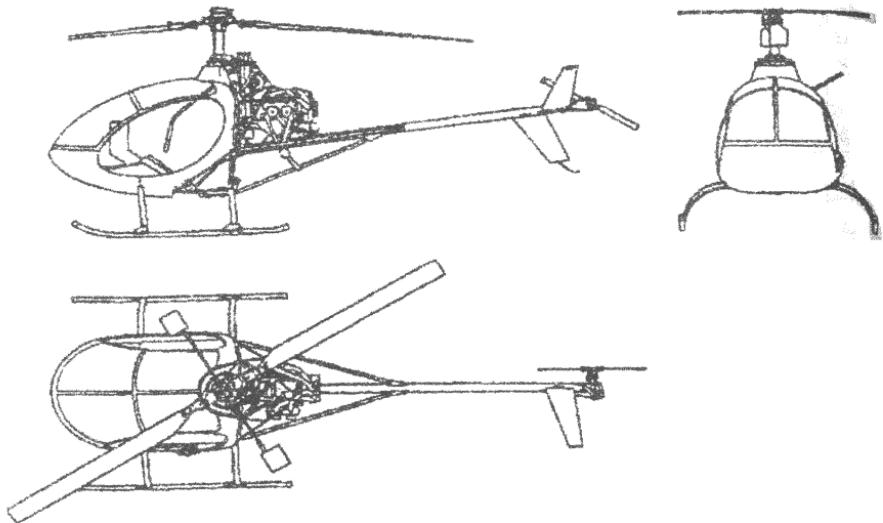


Рис. П 7.1.7. Схема вертолета "Masquito M-58"

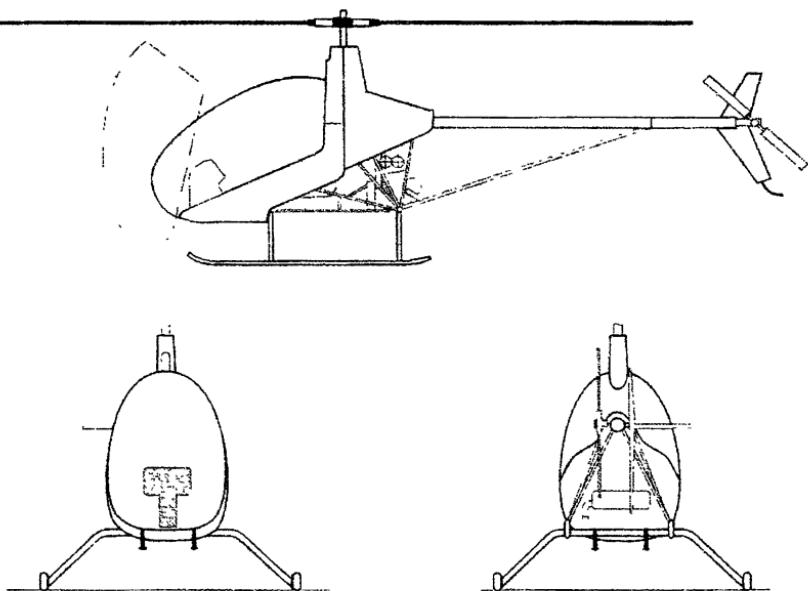


Рис. П 7.1.8. Схема вертолета "Angel Kompress"

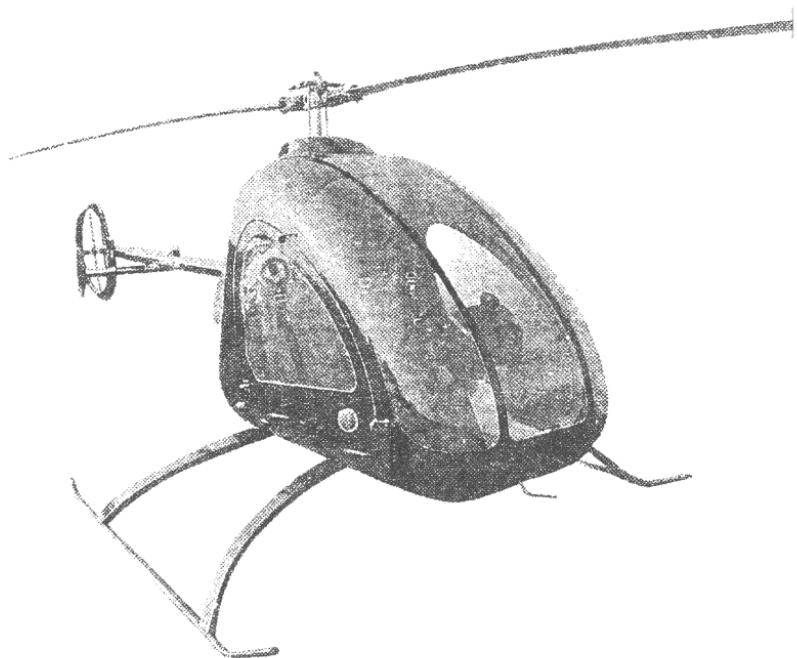


Рис. П 7.1.9. Схема вертолета Us 496

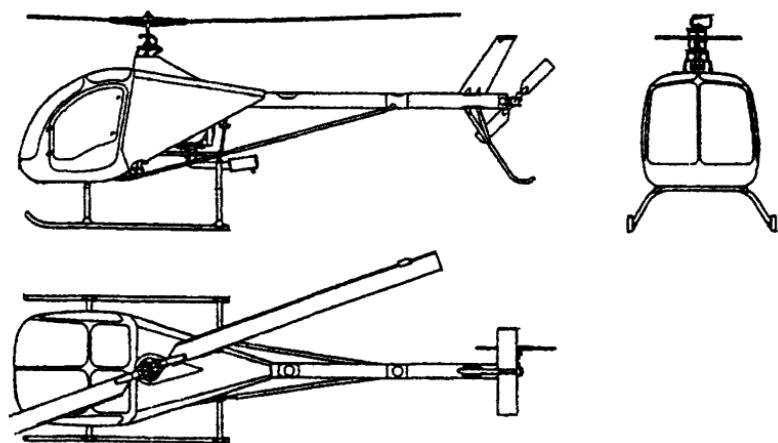


Рис. П 7.1.10. Схема вертолета "Dragon Fly 333"

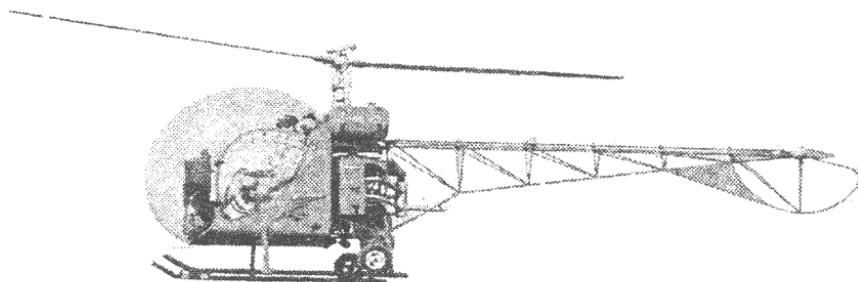


Рис. П 7.1.11. Схема вертолета "Babe Bell"

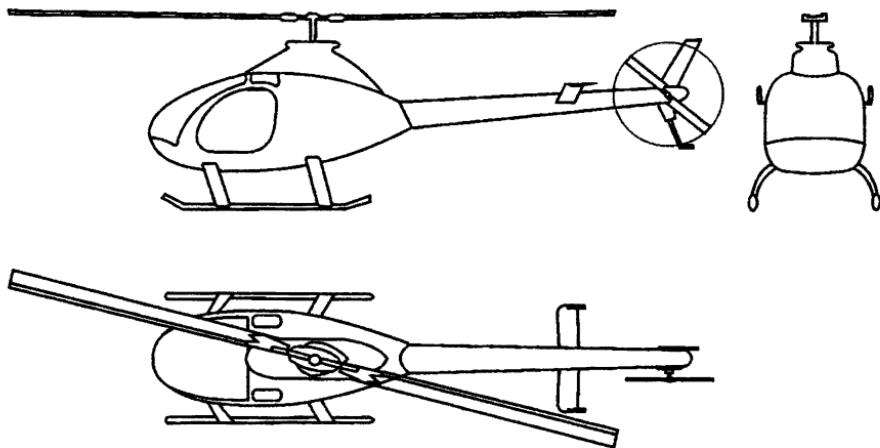


Рис. П 7.1.12. Схема вертолета "Exec 162F"

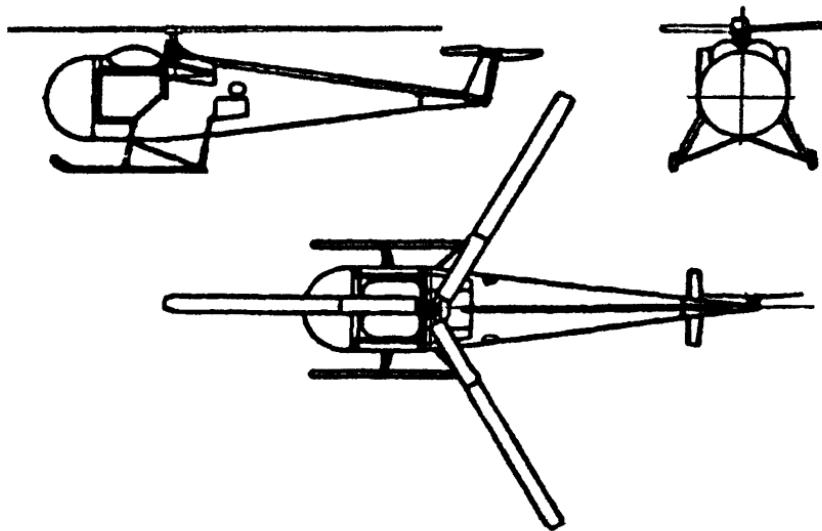


Рис. П 7.1.13. Схема вертолета "Brantly B-28"

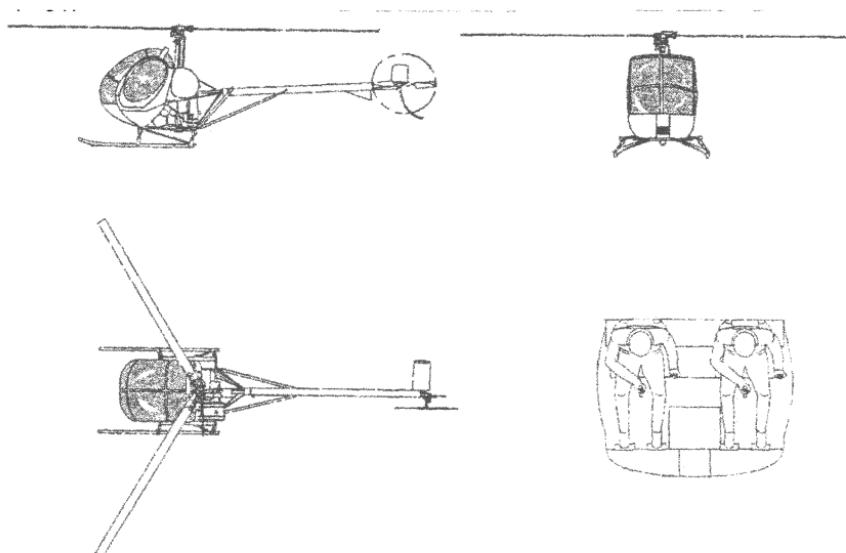


Рис. П 7.1.14. Схема вертолета "Швайцер 300СВ"

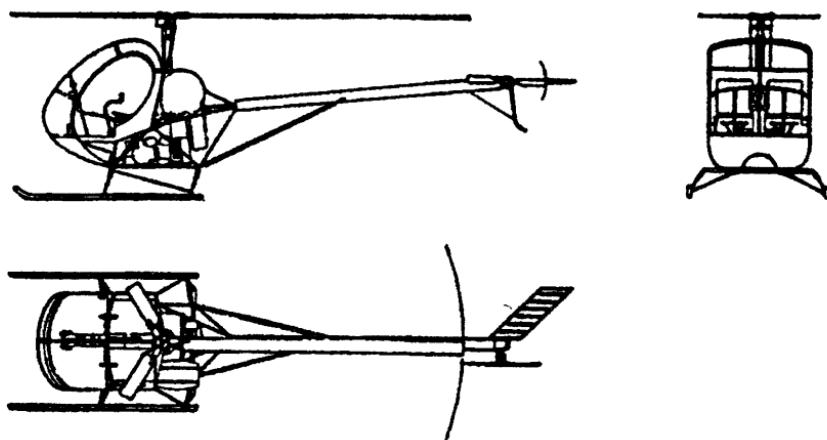


Рис. П 7.1.15. Схема вертолета "Хьюз 269А"

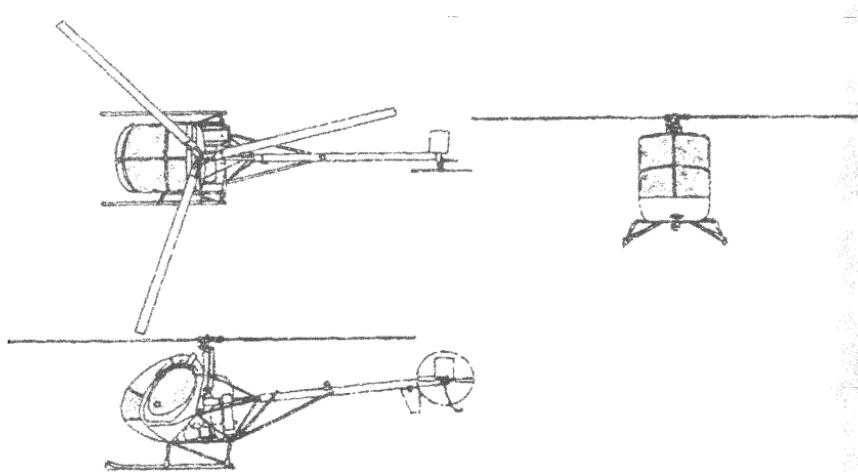


Рис. П 7.1.16. Схема вертолета "Швайцер 300С"

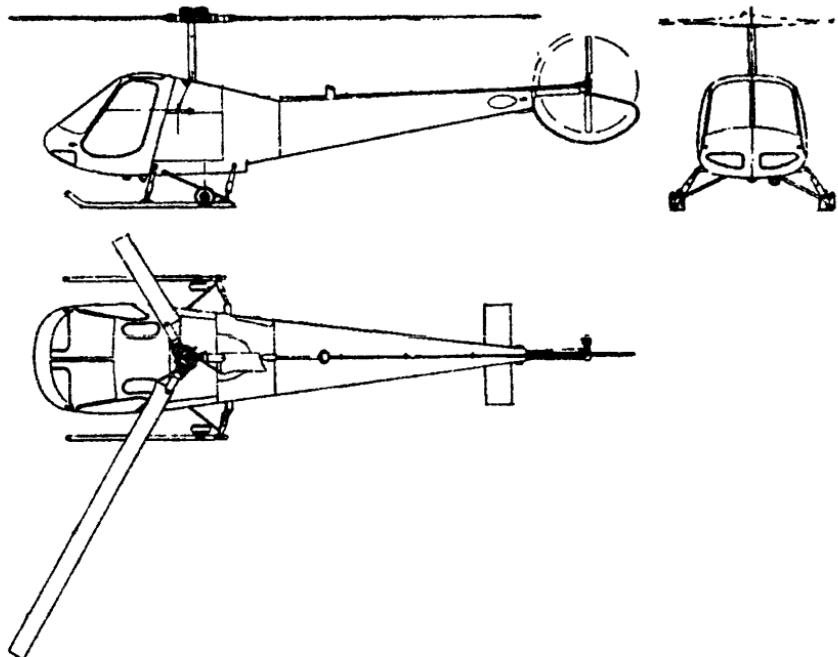


Рис. П 7.1.17. Схема вертолета "Энстром F-28А"

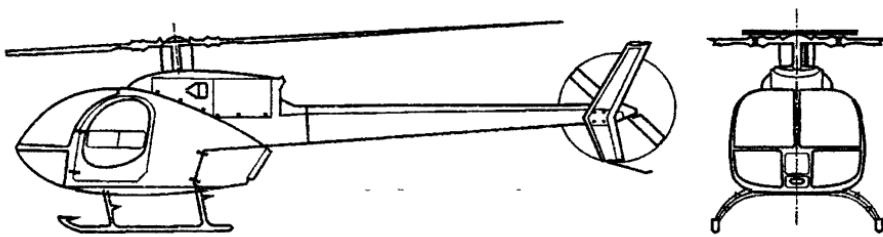


Рис. П 7.1.18. Схема вертолета "Актай"

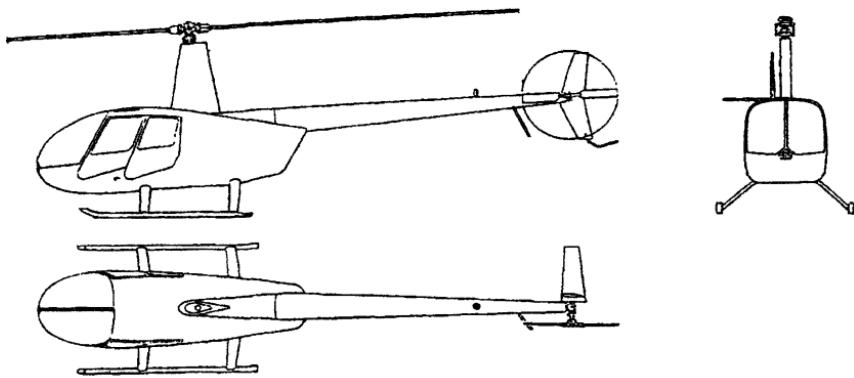


Рис. П 7.1.19. Схема вертолета R-44

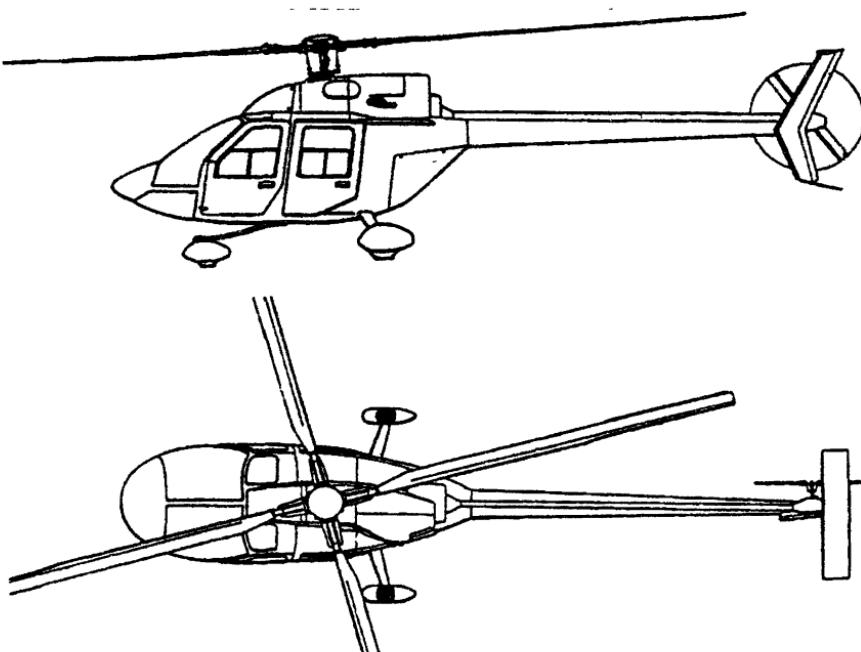


Рис. П 7.1.20. Схема вертолета Ми-52

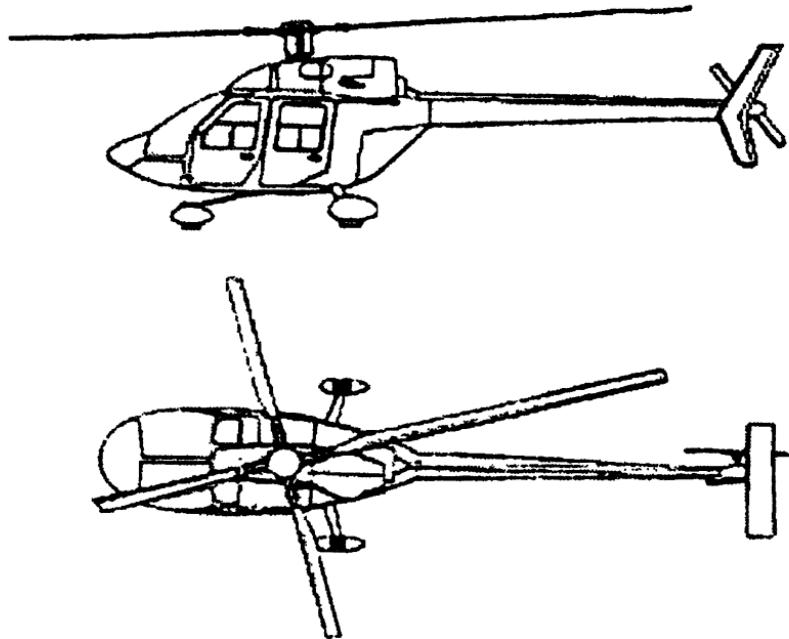


Рис. П 7.1.21. Схема вертолета Ми-52-1

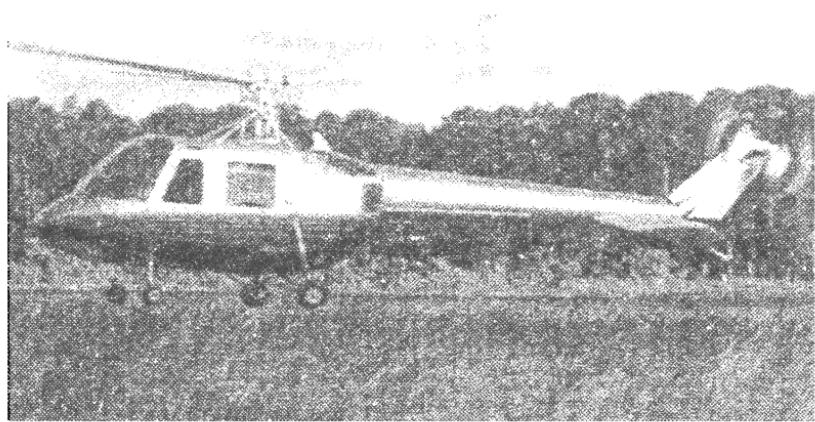


Рис. П 7.1.22. Схема вертолета "Humming bird"

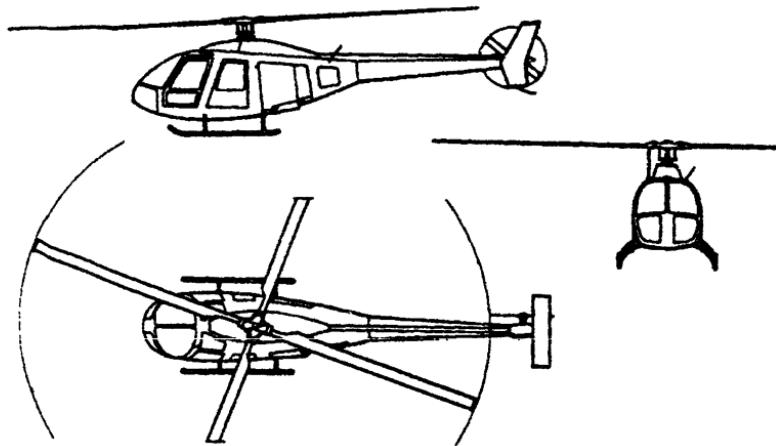


Рис. П 7.1.23. Схема вертолета Ми-34

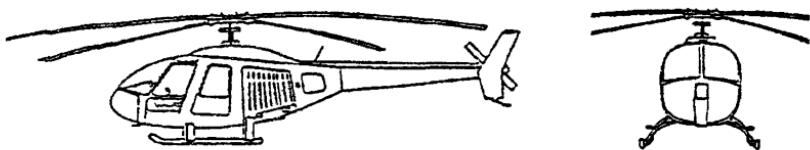


Рис. П 7.1.24. Схема вертолета Ми-34С

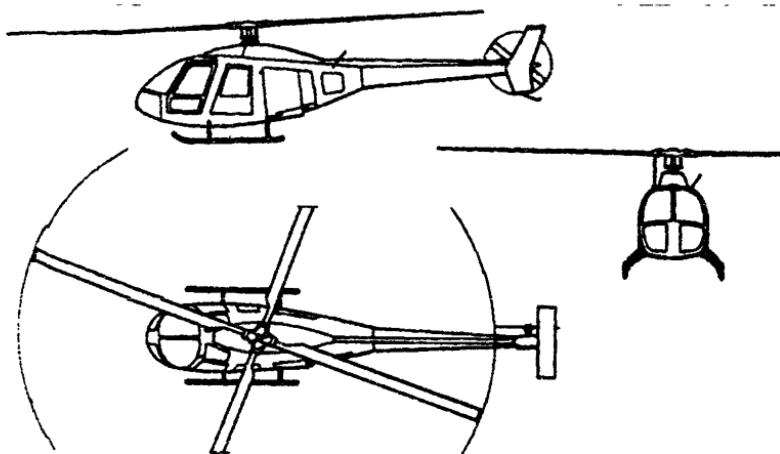


Рис. П 7.1.25. Схема вертолета Ми-34М

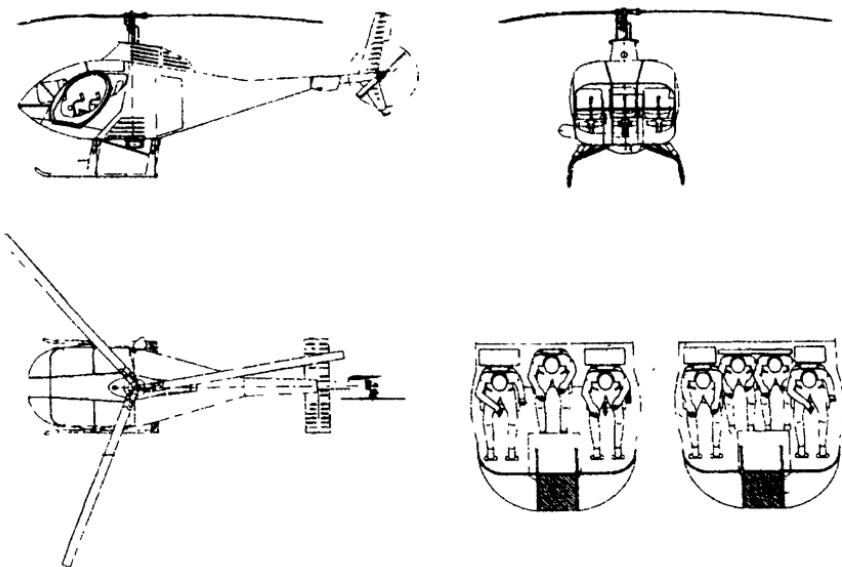


Рис. П 7.2.1 Схема вертолета "Швайцер 330"

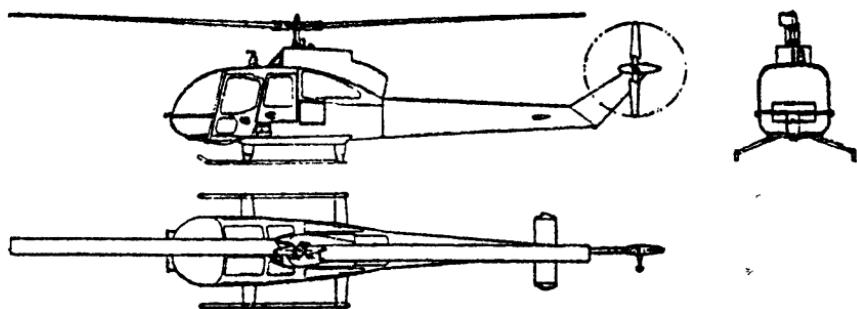


Рис. П 7.2.2 Схема вертолета "Фэрчайлд-Хиллер FH-1100"

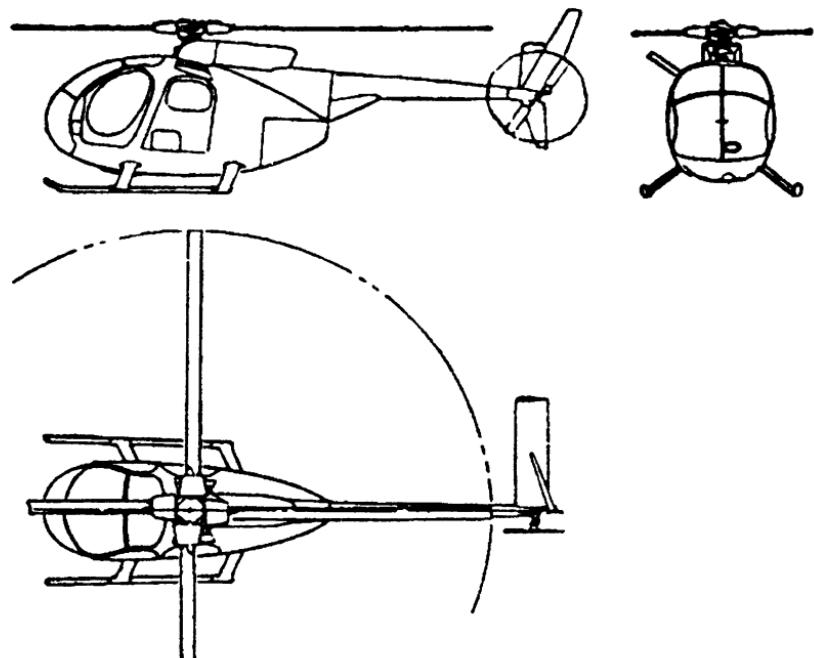


Рис. П 7.2.3. Схема вертолета "Хьюз 369"

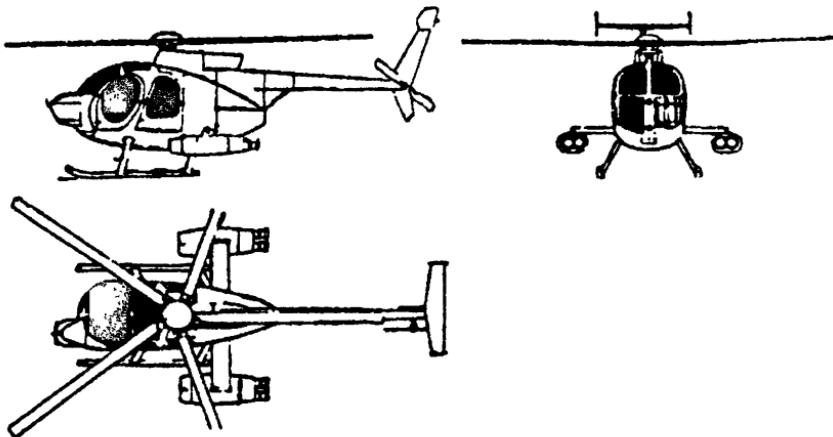


Рис. П 7.2.4. Схема вертолета "Хьюз 500D"

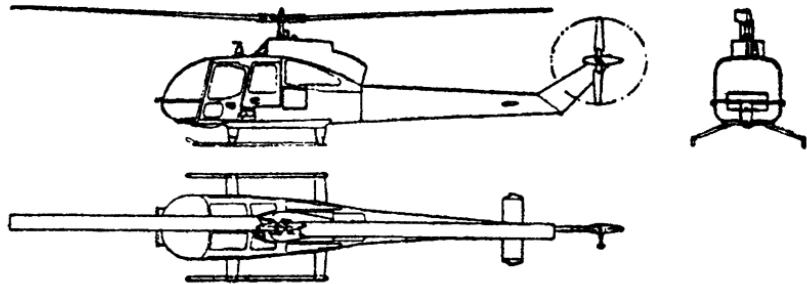


Рис. П 7.2.5. Схема вертолета "Роджерсон-Хиллер RH-1100"

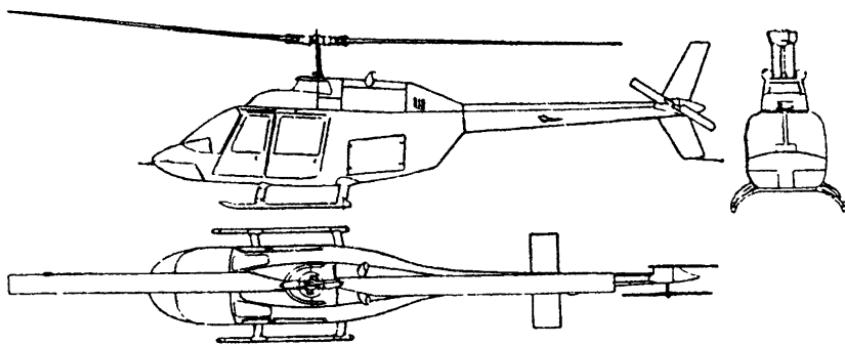


Рис. П 7.2.6. Схема вертолета "Белл 206А Джет Рейнджер"

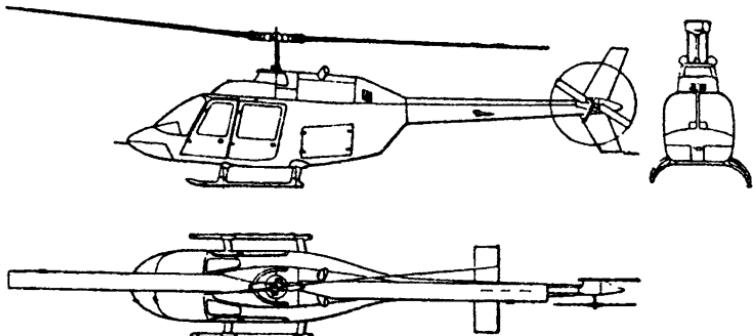


Рис. П 7.2.7. Схема вертолета "Белл OH-58A Киова"

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авиационные зубчатые передачи и редукторы: Справочник/ Под ред. Э.Б. Вулгакова. - М.: Машиностроение, 1981. - 374 с.
2. Авиационные правила. Часть 27-я. Нормы летной годности винто-крыльых аппаратов нормальной категории. - М.: МАК, 1998. - 316 с.
3. Авиация: Энциклопедия/ Под ред. Г.П. Свищева. - М.: ЦАГИ, 1994. - 763 с.
4. Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. - М.: Машиностроение, 1988. - 144 с.
5. Алексеев Ю. Зарубежные вертолетные двигатели// Зарубежное военное обозрение. - М., 1988, №4, с. 4-18; №5, с. 39-43.
6. Аникин В.А , Губина А.А., Гусев В.И., Касьяников В.А. Некоторые проблемы уменьшения вредного сопротивления соосного вертолета// Труды научных чтений, посвященных памяти акад. Б.Н Юрьева (Москва, 12-14 ноября 1984)// Теоретические основы вертолетостроения и проектирования вертолетов. АН СССР, СНОИЕТ. - М., 1986. С. 62-68.
7. Аэродинамическая компоновка и характеристики летательных аппаратов/ В.И. Бушуев, В.И. Ганиев, Б.Е. Локтев и др.; Под ред. М.И. Ништа. - М.: Машиностроение, 1991. - 256 с.
8. Базов Д.И. Аэродинамика вертолетов. Изд. 2-е, перераб. и доп. - М.: Транспорт, 1972. - 184 с.
9. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вождаев Е.С , Майкапар Г.И. Теория несущего винта/ Под ред. А.К. Мартынова. - М.: Машиностроение, 1973. - 363 с.
10. Бахов О.П., Галичев И.Н. Особенности создания современных вертолетов для народного хозяйства// Тем. сб. научн. трудов ин-та. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1982. - 80 с.
11. Бирюлин В.И., Макаров К.Н., Канищев А.Н. Вертолеты в народном хозяйстве. - М.: Транспорт, 1986. - 176 с.
12. Богданов Ю.С. Анализ и выбор параметров вертолетов народно-хозяйственного применения: Учеб. пособие. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1985. - 66 с.
13. Богданов Ю.С., Михеев Р.А., Скулков Д.Д. Конструкция вертолетов: Учебник для авиационных техникумов. - М.: Машиностроение, 1990. - 272 с.
14. Богуслаев В.А., Кривцов В.С., Лосев Л.И., Рябков В.И. Общее проектирование вертолетов: Учеб. пособие. Запорожье: ОАО "Мотор Сич", 2001. - 321 с.
15. Болиева Т.Ч. Некоторые закономерности развития методов проектирования вертолетов// Труды научных чтений, посвященных памяти акад. Б.Н. Юрьева (Москва 12-14 ноября 1984). История авиационной науки и техники. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1985.
16. Болховитинов В.Ф. Пути развития летательных аппаратов. - М.: Оборонгиз, 1962. - 131 с.

17. Братухин И.П. Проектирование и конструкции вертолетов. - М.: Оборонгиз, 1955. - 360 с.
18. Братухин И.П., Шайдаков В.И., Артамонов Б.Л. Алгоритмы и программы расчетов при проектировании вертолетов: Учеб. пособие по курсовому и дипломному проектированию. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1977. - 49 с.
19. Бюшгенс Г.С. Авиация в XXI веке// ТВФ, №1, 1980. - 18 с.
20. Вахитов А.Ф. Вертолет Ка-26. - М.: Транспорт, 1973. - 168 с.
21. Вертолеты. В 2-х кн. Кн.1. Аэродинамика/ Под. ред. М.Л. Миля. - М.: Машиностроение, 1966. - 445 с.
22. Вертолет Ка-26/ Н.Ф. Суриков, Г.И. Иоффе, А.А. Дмитриев, Е.Т. Пак - М.: Транспорт, 1982. - 221 с.
23. Вертолет Ка-25. Техническое описание: В 8-ми кн. Кн. 2. Конструкция вертолета. - М.: Машиностроение, 1967. - 207 с.
24. Виленский М.А., Струков Ю.П. Зарубежные вертолеты// Итоги науки и техники ВНИТИ. Сер. Авиастроение. - М., 1989. - 165 с.
25. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэrodинамических характеристик и летно-технических данных. - М.: Машиностроение, 1977. - 151 с.
26. Вождаев Е.С., Головкин В.А., Анимица В.А. Аэродинамика и динамика перспективных вертолетов// Техника воздушного флота, 1(487), 1990.
27. Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов: Учеб. пособие для вузов. - М.: Транспорт, 1988. - 343 с.
28. Володко А.М., Литвинов Л.П. Основы конструкции и технологической эксплуатации одновинтовых вертолетов// Под ред. А.М. Володко. - М.: Воениздат, 1986. - 210 с.
29. Володко А.М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. - М.: Транспорт, 1984. - 254 с.
30. Воробьев И.И. Ременные передачи. Изд. 2-е, перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1979. - 168 с.
31. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 05.06.81.
32. Далин В.Н., Курочкин Ф.П. Конструирование агрегатов вертолета. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1984. - 258 с.
33. Данилов В.А. Вертолет Ми-8 (устройство и техническое обслуживание). - М.: Транспорт, 1988. - 278 с.
34. Джонсон У. Теория вертолета: В 2 т. - М.: Мир, 1983. Т.1. - 502 с.
35. Жустрин Г.К., Кронштадтов В.В. Весовые характеристики вертолета и их предварительный расчет. - М.: Машиностроение, 1978. - 110 с.
36. Изаксон А.М. Советское вертолетостроение. Изд. 2-е, перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1981. - 295 с.
37. Кобылянский А.А., Андриенко А.И., Желдоченко В.Н./ Лаб. практикум по курсу "Проектирование вертолетов". - Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1982. - 95 с.

38. Курмаз Л.В., Скобеда А.Т. Детали машин. Проектирование: Учеб. пособие. - Минск: УП "Технопринт", 2001. - 290 с.
39. Лалетин К.Н. Практическая аэродинамика вертолета Ка-26. - М.: Транспорт, 1974. - 192 с.
40. Легкие одно- и двухместные вертолеты и автожиры (по материалам иностранной печати), Обзор ОНТИ ЦАГИ № 476, 1976. - 177 с.
41. Лосев Л.И. Приближенное определение основных параметров вертолета: Учеб. пособие. - Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1988. - 54 с.
42. Лосев Л.И. Выбор параметров вертолета по критерию минимума взлетной массы: Учеб. пособие по курсу "Проектирование вертолетов". - Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1991. - 80 с.
43. Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. Газотурбинные двигатели для вертолетов. - М.: Машиностроение, 1969. - 380 с.
44. Маслов А.Д. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик соосных несущих винтов// Сборник научно-методических материалов по прикладным задачам аэродинамики. Вып. 1. - Х.: ХВВАИУ, 1986. - 207 с.
45. Методические указания к выполнению лабораторных работ по курсу "Проектирование самолетов"/ Сост.: А.А. Кобылянский, В.Н. Желдоченко, В.А. Урбанович. - Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1989. - 27 с.
46. Методические указания к составлению расчетно-пояснительных записок к курсовым и дипломным проектам/ Сост. Б.А. Черепенников. - Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1978. - 52 с.
47. Механические передачи вертолетов/ Л.Б. Бушмарин, П.П. Дементьев, Г.И. Иоффе и др. Под. ред. Кестельмана В.Н. - М.: Машиностроение, 1983. - 120 с.
48. Михеев Р.А., Скулков Д.Д. Вибрации вертолета и средства их гашения. Учеб. пособие. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1993. - 35 с.
49. Михеев В.Р. Развитие схем винтокрылых летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1993. - 240 с.
50. Михеев С.В. Современное состояние и перспективы развития вертолетостроения// Труды научных чтений, посвященных памяти акад. Б.Н. Юрьева (Москва, 12-14 ноября 1984 г.). Теоретические основы вертолетостроения и проектирования вертолетов. М., 1989.
51. Некрасов А.В. Общие проблемы проектирования транспортных вертолетов. Учеб. пособие. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1984. - 84 с.
52. Нормы летной годности винтокрылых летательных аппаратов транспортной категории. Авиационные правила. Часть 29-я. - М.: МАК, 1994. - 329 с.
53. Нормы летной годности гражданских вертолетов СССР. МАП, МГА, 1971. - 184 с.
54. Обозначение чертежей и оформление учебно-конструкторской документации: Метод. указания по курсовому и дипломному проектированию/ Сост.: Б.А. Черепенников, Н.В. Околота. - Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1978. - 30 с.

55. Павлов С.Н. Проектирование вертолетов: Учеб. пособие по курсовому проектированию. - М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1980. - 108 с.
56. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета. - М.: Оборонгиз, 1963. - 492 с.
57. Проектирование вертолета: Метод. указания к курсовой работе/ Сост.: О.А. Завалов, Д.Д. Скульков. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1990. - 26 с.
58. Решетов Д.Н. Детали машин. - Изд. 4-е, перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1989. - 310 с.
59. Ромасевич В.Ф., Самойлов Г.А. Практическая аэродинамика вертолетов. - М.: Воениздат, 1980. - 383 с.
60. Ружицкий Е.И. Анализ развития мирового вертолетостроения за 50 лет. ТИ (Обзоры и рефераты по материалам иностранной печати). Вып. 1-2, 1998. - 50 с.
- 61 Сборник задач по конструкции и прочности самолетов и вертолетов/ А.К. Белайчук, М.С. Воскобойников, Г.С. Лагосюк и др./ Под ред. К.Д. Митрова и Ж.С. Черненко. - М.: Транспорт, 1973. - 235 с.
62. Серов И.А. Некоторые связи аэродинамических и транспортных характеристик вертолета// Труды ЦАГИ. М., 1982. Вып. 2159. С.20.
63. Системы оборудования летательных аппаратов: Учебник для студентов вузов/ М.Г. Акопов, В.И. Бекасов, А.С. Евсеев и др./ Под ред. А.М. Матвеенко, В.И. Бекасова. - М.: Машиностроение, 1986. - 368 с.
64. Справочная книга по расчету самолета на прочность/ М.Ф. Астахов, А.В. Караваев, С.Я. Макаров, Я.Я. Сузальцев - М.: Оборонгиз, 1954. - 708 с.
65. Справочник инженера по авиационному и радиоэлектронному оборудованию самолетов и вертолетов/ В.Г. Александров, Б.И. Базанов, А.В. Майоров и др./ Под ред. В.Г. Александрова. - М.: Транспорт, 1978. - 408 с.
66. Статистические данные зарубежных вертолетов. Обзор ОНТИ ЦАГИ № 678, 1988. - 431 с.
67. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. - М.: Машиностроение, 1976. - 366 с.
68. Шайдаков В.И. Аэродинамический расчет вертолета: Учеб. пособие. - М.: Моск. авиац. ин-т, 1988. - 48 с.
69. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник. - Изд. 2-е, перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1984. - 552 с.
70. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. - М.: Оборонгиз, 1956. - 559 с.
71. Яценович М.С. Практическая аэродинамика соосного вертолета: Учеб. пособие для летного и технического состава. - М.: Транспорт, 1965. - 219 с.

**Учебное издание**

Кривцов Владимир Станиславович  
Карпов Яков Семенович  
Лосев Леонид Иванович

Редактор Е.А. Александрова  
Компьютерная верстка К.Ю. Вишняков

Св. план, 2003

Подписано в печать 16.06.2003

Формат 60x84 1/16. Бум. офс. №2. Офс. печ.

Усл. печ. л. 19,1. Уч.-изд. л. 21,50. Т. 200 экз. Заказ 288.

Цена свободная

---

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»  
61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17  
<http://www.khai.edu>  
Издательский центр «ХАИ»  
61070, Харьков–70, ул. Чкалова, 17  
[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)

