

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

ВОЕННО-ВОЗДУШНЫЕ СИЛЫ

АЭРОДИНАМИКА И ДИНАМИКА ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

Под редакцией кандидата технических наук
В. Ф. Ромасевича

*Утвержден главнокомандующим ВВС в качестве учебника
для курсантов высших военных авиационных училищ летчиков*

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА 1982

Учебник написан в соответствии с программой дисциплины «Аэродинамика, динамика полета и пилотирование вертолетов», читаемой в высших военных авиационных училищах летчиков вертолетов, и предназначен для курсантов этих училищ. Он может быть также использован как учебное пособие летным и техническим составом строевых частей ВВС и Армейской авиации, подразделений ДОСААФ, Министерства гражданской авиации и других ведомств.

Введение, главы 1—5, 7, 8, § 13.1, 13.3 главы 13, глава 17, § 18.1—18.3 и § 18.5 главы 18, глава 19 написаны В. Ф. Ромасевичем; главы 9—12, §18.4 главы 18, § 20.4 главы 20 — Г. А. Самойловым; § 13.2—13.5 главы 13, глава 15, § 18.5 главы 18, § 20.1—20.3, § 20.5 главы 20 — С. В. Петровым; главы 6 и 14 — Э. И. Сорокиным; глава 16 — Ю. И. Кизима.

ВВЕДЕНИЕ

Вертолетом называется летательный аппарат, способный к вертикальным взлету и посадке, подъемная сила которого создается одним или несколькими несущими винтами (НВ). Эта удивительная винтокрылая машина уверенно вышла на воздушные просторы 35—40 лет назад, но очень быстро завоевала всеобщее признание. Замечательные летные качества вертолетов сделали их подлинными тружениками неба и вместе с тем грозным боевым средством. Создание современных вертолетов с высокими летно-техническими характеристиками было бы невозможно без должного развития аэродинамики и динамики полета вертолетов.

Аэродинамикой называется наука, раскрывающая законы движения воздуха (газов) и его силовое воздействие на поверхности движущихся (обтекаемых воздухом) тел. Тем самым аэродинамика позволяет получать исходные данные для анализа условий полета летательных аппаратов.

Динамика полета — раздел механики, в котором изучается движение летательных аппаратов в воздухе. Динамика полета позволяет по известным силам и их моментам, действующим на вертолет, определить траекторию полета и закон движения, и наоборот, по заданной траектории и закону движения определить потребные силы и моменты. Величина и направление аэродинамических сил и, следовательно, характер движения вертолета, зависят от действий летчика по управлению вертолетом. Поэтому динамика полета позволяет ответить, каково будет движение вертолета при том или ином законе управления, осуществляемом летчиком, и наоборот, каков должен быть закон управления для выполнения заданного движения вертолета. Следовательно, динамика полета дает теоретические основы для разработки техники пилотирования вертолета.

Практическая аэродинамика вертолета — прикладная часть аэродинамики и динамики полета, а также теории авиадвигателей и систем управления. Она рассматривает явления и процессы, протекающие на всех этапах полета, знание которых необходимо летчику для сознательного освоения техники пилотирования конкретного вертолета, овладения его безаварийной эксплуатацией; для наиболее полного использования боевых возможностей аппарата.

Основоположником современной аэродинамики и динамики полета по праву считается русский ученый Николай Егорович Жуковский (1847—1921), которого В. И. Ленин назвал «отцом русской авиации». Большой вклад в развитие аэродинамики и динамики полета вертолетов сделали ученик Н. Е. Жуковского, впоследствии академик Б. Н. Юрьев (1889—1957), а также профессор И. П. Братухин.

В дальнейшем бурное развитие и успехи советской авиационной науки и практики вертолетостроения были достигнуты благодаря творческой деятельности коллективов Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) им. Н. Е. Жуковского и Лётно-испытательного института, а также конструкторских коллективов, руководимых Н. И. Камовым (1902—1973) и М. Л. Милем (1909—1970). Большие заслуги в развитии вертолетостроения принадлежат также замечательным летчикам-испытателям А. М. Черемухину, М. К. Байкалову, С. Г. Бровцеву, В. В. Виницкому, Ю. А. Гарнаеву, Р. И. Капрэляну, В. П. Колошенко, К. И. Пономареву, Г. А. Тинякову и многим другим, без героического труда которых была бы невозможна доводка пилотажных характеристик и само создание прославленных советских вертолетов ЦАГИ 1-ЭА (1930), Омега-1 (1941), Г-3 (1945), Ми-1 (1948), Ми-4 (1952), Ми-6 (1957), Ми-8 (1962), Ми-12 (1968), Ка-10 (1949), Ка-18 (1956), Ка-26 (1962) и др.

В настоящее время продолжается успешное развитие аэродинамики и динамики полета вертолетов, обеспечивающее необходимый рост летно-технических характеристик нового поколения вертолетов и высокий уровень их пилотажных свойств. Каждый летчик должен хорошо знать аэродинамику и динамику полета, чтобы четко понимать физический смысл аэродинамических явлений, свойственных полету вертолета, и уметь использовать технику с максимальной эффективностью при обеспечении необходимой безопасности полета.

Авторы выражают благодарность официальным рецензентам — доценту, кандидату технических наук Б. Е. Локтеву и военному летчику 1-го класса А. А. Кошелеву за ценные советы по улучшению рукописи. Авторы признательны также профессору, доктору технических наук А. М. Тарасенкову, докторам технических наук А. М. Володко, С. А. Попыталову, доценту, кандидату технических наук В. Г. Брага, которые дали полезные рекомендации по совершенствованию учебника.

РАЗДЕЛ I

АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТОВ

Глава 1

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУХА

§ 1.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА

1.1.1. Общие сведения об окружающем воздухе

Величина и направление аэродинамических сил, действующих на вертолет в полете, определяются в первую очередь свойствами окружающей вертолет среды — воздуха. Воздух представляет собой физическую (механическую) смесь газов и образует газовую оболочку Земли — атмосферу. Характеристики атмосферы в различных местах земного шара, на разных высотах, в разное время года, суток различны. Наибольшим постоянством отличается ее состав. Воздух (без учета влаги и пыли) в среднем в нижних слоях атмосферы содержит по объему примерно 78% азота, 21% кислорода, 0,93% аргона и 0,03% углекислого газа.

В ничтожных количествах в атмосфере имеются также гелий и другие инертные газы, водород и озон. Кроме перечисленных газов в воздухе всегда содержится водяной пар (пары воды), количество которого зависит от географических условий и температуры.

В соответствии с приведенным составом механические свойства воздуха определяются, в сущности, свойствами смеси азота с кислородом, т. е. смеси молекул двухатомных газов.

В дальнейшем мы будем говорить о воздухе, как о газе, обладающем свойствами указанной выше смеси, и условно о «молекулах воздуха», имея в виду молекулу такого газа. К основным механическим свойствам воздуха относятся инертность, вязкость и сжимаемость, которые зависят от параметров его газового состояния — давления, плотности и температуры.

1.1.2. Давление воздуха

В газах, в том числе и в воздухе, средние расстояния между молекулами значительно больше размеров самих молекул. Поэтому силы притяжения между молекулами практически отсутствуют и молекулы газов находятся в непрерывном неупорядоченном (ха-

отическом) движении со скоростями, достигающими нескольких сот и даже тысяч метров в секунду. Так, для воздуха при температуре $t = +15^\circ\text{C}$ ($T = 288\text{ K}$) средняя скорость движения молекул составляет около 500 м/с . Во время движения молекулы постоянно сталкиваются между собой или с ограничивающими воздух (находящимися в нем) поверхностями. Каждая молекула обладает определенной массой. При ударе молекулы о поверхность на последнюю действует сила, величина которой зависит от величины, направления скорости молекулы в момент удара. Надо сказать, что в очень малом объеме воздуха уместается огромное количество молекул. Так, в 1 мм^3 воздуха при нормальных атмосферных условиях содержится $2,7 \cdot 10^{16}$ молекул. Чтобы оценить это число, представим молекулу в виде шарика диаметром 1 мм . Тогда, если вытянуть фактически находящиеся в 1 мм^3 воздуха молекулы в непрерывную цепочку, длина ее в 200 раз превысит расстояние от Земли до Солнца. Число столкновений молекул также огромно. Например, в тех же условиях каждая молекула воздуха участвует в среднем более чем в 7 млрд. столкновений в секунду. В результате взаимодействия молекул с реальным телом, находящимся в воздухе (например, вертолетом), получается практически непрерывным во времени на всей поверхности тела. Таким образом, силовое воздействие воздуха на тело — давление является следствием хаотического движения его молекул.

Количественно давление выражается силой, действующей на единицу поверхности тела перпендикулярно (по нормали) к ней. Если, например, на площадку размером ΔS действует в результате ударов молекул нормальная сила ΔP , среднее давление на этой площадке

$$p = \frac{\Delta P}{\Delta S};$$

в пределе

$$p = \lim_{\Delta S \rightarrow 0} \left(\frac{\Delta P}{\Delta S} \right) = \frac{dP}{dS}.$$

Если воздух спокоен, величина давления не зависит от ориентации площадки в пространстве, так как в покоящейся газе все направления хаотического движения молекул равновероятны. Поэтому при любом положении площадки на нее воздействует одинаковое в среднем количество молекул с одинаковой нормальной составляющей средней скорости. Возникающее таким образом давление называется статическим (рис. 1.1, а). Величина статического давления характеризует энергию хаотического движения молекул, заключенных в единичном объеме воздуха. Эта энергия называется потенциальной энергией сил давления и может проявиться, например, в виде работы расширения, если газу предоставлена возможность расширяться.

Если некоторый объем воздуха движется со скоростью \vec{V} , т. е. всем молекулам, хаотически движущимся в этом объеме, придана

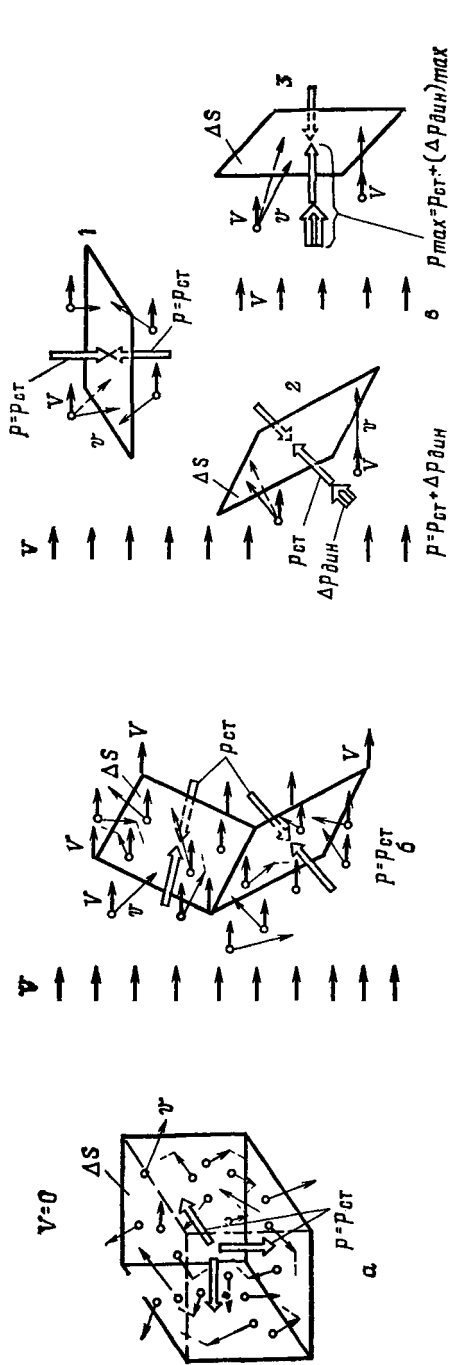


Рис. 1.1. Зависимость давления воздуха на площадку от величины и направления воздушной скорости (ориентации в потоке):

Кружками условно показаны молекулы воздуха, стрелками — векторы скоростей (v — молекул, V — потока); a — воздух спокоен; b — воздух и площадки движутся со скоростью V ; v (1, 2, 3) — площадки неподвижны, воздух движется со скоростью V

дополнительная составляющая скорость, равная \vec{V} , давление не зависит от ориентации площадки (равно статическому) только в том случае, если сама площадка движется с такой же скоростью (рис. 1.1, б). Если же площадка остановлена (или движется в покоем воздухе), то дополнительно к статическому давлению она подвергается силовому воздействию потока воздуха, возникающему за счет его кинетической энергии, пропорциональной V^2 . Это дополнительное воздействие называется динамическим давлением. Величина дополнительного давления за счет кинетической энергии потока, очевидно, зависит от ориентации площадки относительно вектора \vec{V} и будет наибольшей, если поверхность площадки перпендикулярна \vec{V} , и наименьшей (равной нулю), если вектор \vec{V} направлен по касательной к поверхности площадки (рис. 1.1, в). Следовательно, полное давление $p = p_{ст} + \Delta p_{дин}$ зависит от величины и направления скорости движения воздуха относительно площадки (или наоборот). Заметим, что воздух (как и другие газы) не может воспринимать растягивающих сил.

1.1.3. Плотность воздуха, гипотеза сплошности

Плотность воздуха (как и любого вещества) характеризует степень его концентрации и определяется величиной массы воздуха, приходящейся на единицу объема:

$$\rho = \frac{\Delta m}{\Delta v},$$

где Δm — масса воздуха, заключенного в объеме Δv .

Для целей аэродинамики в дальнейшем можно отвлечься от молекулярной структуры воздуха, как это делается, например, в гидравлике при рассмотрении движения воды. В реках и морях вода представляется нам как сплошная жидкая среда. Можно видеть, как эту среду раздвигают при движении корабли, подводные лодки и суда. В аэродинамике воздух и атмосфера в целом аналогично воде представляются в виде сплошной непрерывной среды (по крайней мере, для тех условий полета, в которых летают вертолеты). Это положение известно под названием гипотезы непрерывности или сплошности среды. Оно было предложено Л. Эйлером. Основанием для такого представления является описанное выше практически непрерывное взаимодействие между воздухом и поверхностями движущихся в нем тел. Воздушные корабли при своем движении раздвигают, рассекают воздух (подобно тому, как морские — воду), хотя визуально это обычно незаметно.

Воздух в виде непрерывной материи исключает необходимость рассмотрения межмолекулярных взаимодействий, что существенно облегчает исследование законов движения воздуха и расчет

аэродинамических сил. На основании гипотезы сплошности в воздухе обычно условно выделяются «частицы». Элементарный объем их Δv заполнен сплошной средой, плотность которой равна плотности воздуха в окрестности данной точки (центра «частицы»).

Так как масса является мерой инерции тела, массовая плотность воздуха в условиях сплошной среды является показателем его инертности.

1.1.4. Уравнение состояния

Плотность и давление воздуха взаимосвязаны. Чем больше плотность, тем больше молекул воздуха в данном объеме и, следовательно, тем больше давление (и наоборот). Но давление зависит также от кинетической энергии поступательного хаотического движения молекул, которая пропорциональна степени нагретости воздуха, т. е. температуре. Поэтому состояние воздуха характеризуется тремя физическими величинами (параметрами): давлением, плотностью и температурой T . Связь между этими величинами выражается известным из термодинамики уравнением газового состояния:

$$\frac{p}{\rho} = RT, \quad (1.1)$$

где R — газовая постоянная, равная для воздуха 287,14 дж/кг · град;
 T — абсолютная температура, К.

Это уравнение определяет количественную зависимость между ростом температуры и повышением давления воздуха в данном объеме или ростом объема по мере нагревания воздуха при постоянном давлении. Оно позволяет по любым двум известным параметрам состояния газа определить третий.

1.1.5. Строение атмосферы, стандартная атмосфера

С подъемом на высоту параметры воздуха изменяются: давление и плотность монотонно уменьшаются, температура вначале падает, затем остается постоянной, а в некоторых диапазонах высот даже повышается. Исходя из характера изменения температуры и других явлений, всю толщу атмосферы в настоящее время разделяют на несколько основных слоев. Ближайший к Земле слой называется тропосферой (0—11 км), далее следует стратосфера (11—40 км) и другие слои. Границы, разделяющие основные слои по высоте, условны. Они, как и параметры воздуха на одной и той же высоте, зависят от географической широты, времени суток и других факторов.

Атмосферные условия оказывают большое влияние на летно-тактические свойства и возможности летательного аппарата. Чтобы можно было сравнивать летные характеристики самолетов и вертолетов по результатам полетов, проведенных в разных местах

и в разное время, эти результаты приводят к одинаковым условиям, так называемым стандартным атмосферным условиям. Эти условия соответствуют средним значениям параметров воздуха по высотам на средних широтах Северного полушария в весенний или осенний период. Для стандартных же условий выполняются расчеты летно-технических характеристик.

При необходимости они пересчитываются для фактических условий, отклоняющихся от стандартных.

В стандартной атмосфере за начало отсчета высоты («уровень Земли») приняты уровень Мирового океана и следующие значения параметров воздуха на этом уровне: $p_0 = 101\,254 \text{ Н/м}^2 = 10332 \text{ кгс/м}^2 = 760 \text{ мм рт. ст.}$; $\rho_0 = 1,226 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ кгс} \cdot \text{с}^2/\text{м}^4$; $T_0 = 288 \text{ К}$ ($t_0 = +15^\circ\text{С}$).

В стандартных условиях спокойной атмосферы температура воздуха в тропосфере по мере увеличения высоты понижается на $6,5^\circ$ на ка-

ждый километр и может быть рассчитана по формуле

$$t_H = 15^\circ - 6,5H, \quad (1.2)$$

где t_H — температура воздуха на высоте H км.

Плотность воздуха ρ_H на высоте H км (до высоты 15 км) приближенно может быть определена по формуле, предложенной профессором В. П. Ветчинкиным:

$$\rho_H = \rho_0 \frac{20 - H}{20 + H}, \quad (1.3)$$

где ρ_0 — плотность воздуха у земли на $H = 0$.

В приложении 1 приведена сокращенная таблица стандартной атмосферы (СА), а на рис. 1.2 показана зависимость параметров воздуха от высоты в пределах 0—15 км, соответствующая таблице СА.

1.1.6. Вязкость воздуха

Вязкостью среды называют способность ее оказывать сопротивление перемещению (сдвигу) одних слоев относительно других, соседних. Это ощущается, например, при попытке сдвинуть лежащий на поверхности авиационного масла «прилипший» к ней лист бумаги. Вязкость объясняется как движением молекул,

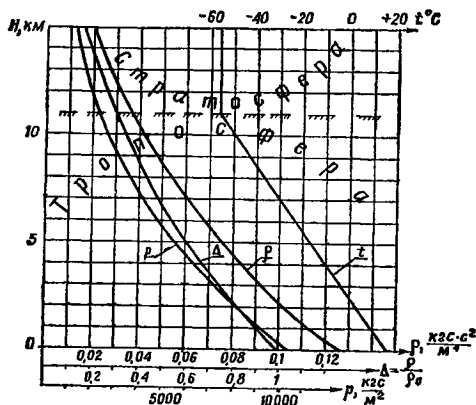


Рис. 1.2. Зависимость параметров состояния воздуха от высоты в стандартной атмосфере

так и наличием межмолекулярных сил. У капельных жидкостей, где расстояния между молекулами меньше, чем в газах, вязкость обусловлена главным образом силами сцепления молекул. Поэтому при нагревании, когда увеличивается кинетическая энергия движения молекул, силы сцепления начинают играть относительно меньшую роль и вязкость жидкости, например масла в двигателе, уменьшается. У газов же вязкость определяется в первую

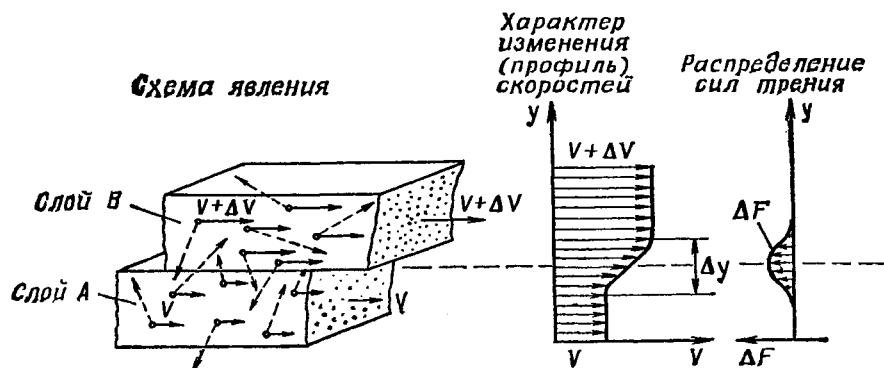


Рис. 1.3. Возникновение сил внутреннего трения ΔF в воздухе

очередь молекулярным движением, которое приводит к обмену молекулами воздуха между соседними слоями. В свободном потоке, если нет разницы в скоростях между слоями, вязкость не проявляется. Если же смежные слои воздуха перемещаются один относительно другого, например, со скоростью ΔV (рис. 1.3), то пришедшие из более медленного слоя А молекулы стремятся затормозить движение слоя В, что равносильно появлению на границе слоев тормозящей силы внутреннего (вязкого) трения ΔF . Молекулы из слоя В, попадая в слой А, стремятся ускорить его движение, создавая силу вязкого трения, направленную вперед, по потоку. Таким образом, слой В как бы тащит за собой слой А, а последний с некоторой силой сопротивляется. Силы вязкого трения стремятся выравнять скорости смежных слоев среды. Для сохранения разницы в скоростях между слоями к слою В надо подводить энергию, преодолевающую работу сил внутреннего трения (вязкость). В действительности изменение скорости течения воздуха между слоями происходит не скачком, а постепенно, в некотором слое толщиной Δy (рис. 1.3), в котором скорость плавно изменяется от величины V до величины $V + \Delta V$. Толщина этого слоя зависит от разницы скоростей (ΔV) и свойств газа. В этом слое и возникают силы внутреннего трения. Величина силы внутреннего трения будет тем больше, чем больше приращение скорости ΔV в соседнем слое, т. е. на расстоянии Δy . Величину $\Delta V / \Delta y$, а в пределе dV / dy называют градиентом скорости по нормали к границе раздела слоев (поперек направления движения). Кроме

того, величина силы трения пропорциональна площади соприкосновения слоев, так как через большую площадь пройдет и большее количество молекул, тормозящих более скоростной слой. Если эти положения записать математически, то получится формула Ньютона для определения силы внутреннего трения ΔF :

$$\Delta F = \mu \Delta S \frac{dV}{dy}, \quad (1.4)$$

где μ — коэффициент пропорциональности, который называется динамическим коэффициентом вязкости, кгс·с/м² или кг/м·с.

При увеличении температуры газа возрастают скорости теплового движения молекул и, следовательно, усиливается их обмен между различными слоями. Поэтому с увеличением температуры силы вязкого трения в газах в отличие от капельных жидкостей увеличиваются.

Так, при повышении температуры от 0 до 100°C коэффициент вязкости воздуха увеличивается на 27%. Вязкость воздуха в сотни и тысячи раз меньше вязкости капельных жидкостей. Коэффициенты вязкости μ при $t=15^\circ\text{C}$ равны: для воздуха — $1,79 \cdot 10^{-6}$, для воды — $1,007 \cdot 10^{-4}$, для авиационных масел — $(0,5 \div 10) \cdot 10^{-2}$ кгс·с/м². Однако роль вязкости воздуха в образовании аэродинамических сил довольно существенна, так как скорости движения летательных аппаратов и их элементов велики, следовательно, велики и градиенты скорости (dV/dy) у поверхности движущихся тел.

Из описанной физической природы образования сил вязкого трения следует, что их величина зависит от массы молекулы газа, т. е. от его инертности. Это учитывается коэффициентом μ . Самолеты и вертолеты выполняют полеты в широком диапазоне высот, на которых плотность (инертность) и температура воздуха различны. Поэтому в аэродинамике большое значение имеет другой коэффициент, показывающий соотношение между вязкостью и инертностью:

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}. \quad (1.5)$$

Величина ν называется кинематическим коэффициентом вязкости. Этот коэффициент, исключая массовые силы, характеризует в основном скорость теплового движения и длину свободного пробега молекул воздуха, т. е. факторы, определяющие кинематику образования сил вязкости в газе.

1.1.7. Сжимаемость и упругость воздуха

Сжимаемостью воздуха называется способность его обратимым образом изменять свой объем, а следовательно, и плотность под воздействием внешнего давления. При сжатии воздуха уменьшаются средние расстояния между молекулами, объем воздуха уменьшается, а плотность увеличивается. Но это происходит

в результате повышения давления. При понижении давления молекулы рассредоточиваются в большем объеме, плотность воздуха уменьшается. Сжимаемость характеризуется отношением $dp/d\rho$, значение которого показывает, на сколько изменяется плотность воздуха при изменении давления на величину dp . В отличие от газов объем жидкости вследствие малых расстояний между молекулами изменить при сжатии очень трудно. Поэтому жидкости в широком диапазоне давлений считаются несжимаемыми. В ряде случаев при движении тел в воздухе его также можно считать несжимаемым и полагать $\rho = \text{const}$. Но это допустимо в тех случаях, когда изменение давления, вызванное движением тела, мало по сравнению с давлением в невозмущенной атмосфере. Такие условия создаются при малых скоростях полета.

Упругостью воздуха называют способность его оказывать сопротивление изменению объема и плотности при увеличении давления и восстанавливать первоначальный объем после прекращения действия внешних сил. Упругость характеризуется производной $dp/d\rho$, показывающей, на сколько надо увеличить давление, чтобы изменить плотность воздуха на величину $d\rho$. Понятие «упругость» обратно понятию «сжимаемость». Чем больше сжимаемость воздуха в данном состоянии, тем меньше его упругость, и наоборот.

Сжимаемость играет большую роль при взаимодействии движущегося тела с воздухом. Движение тела приводит к изменению давления и плотности воздуха вблизи тела. Эти изменения передаются в окружающее пространство. При малой сжимаемости воздуха, когда молекулы располагаются сравнительно близко одна от другой, небольшие изменения давления (возмущения) будут быстро передаваться от молекулы к молекуле и уходить от тела далеко в окружающую среду. Поэтому при своем движении тело встречает уже «подготовленный» воздух. При большой сжимаемости воздуха среднее расстояние между молекулами так велико, что возмущения, вызываемые движущимся телом, распространяются очень медленно. Тело в зависимости от его скорости может встречать во все время движения невозмущенный, «неподготовленный» воздух. Ясно, что силы взаимодействия воздуха с телом будут иными, чем в первом случае. Поэтому следует более подробно рассмотреть взаимосвязь сжимаемости со скоростью распространения в воздухе различного рода возмущений, связанных с изменением параметров состояния: давления, плотности и температуры. Наиболее характерным примером таких возмущений является звук.

1.1.8. Звук и скорость звука в воздухе

В аэродинамике понятие звук включает все случаи распространения в воздухе малых изменений давления и плотности независимо от частоты этих изменений, в том числе единичные волны уплотнения и разрежения. Эти волны получаются, например,

при взмахе руки, движении лопасти во время проворачивания несущего винта вертолета и т. д.

От точечного источника такие колебания распространяются в окружающий воздух по всем направлениям в виде сферических звуковых волн. Скорость распространения таких возмущений (малых изменений) p и ρ называется скоростью звука a .

Из курса физики известно, что

$$a = \sqrt{kRT}. \quad (1.6)$$

Если учесть, что для воздуха значение газовой постоянной $R=287,1$, а показателя изэнтропы $k=1,41$, формула (1.6) примет вид:

$$a = 20,1 \sqrt{T} \approx 20 \sqrt{T}. \quad (1.7)$$

Процесс распространения звуковых волн в воздухе можно считать изэнтропным. Параметры газа при таком процессе подчиняются условию

$$p = C\rho^k, \quad (1.8)$$

где C — постоянная величина. Продифференцировав выражение (1.8) и подставив значение $C=p/\rho^k$ из (1.8), получим

$$\frac{dp}{d\rho} = Ck\rho^{k-1} = k \frac{p}{\rho} = kRT. \quad (1.9)$$

Сравнив (1.6) и (1.9), найдем

$$a^2 = \frac{dp}{d\rho} \quad (1.10)$$

и

$$a = \sqrt{k \frac{p}{\rho}}. \quad (1.11)$$

Выражение (1.10) показывает четкую связь между сжимаемостью среды и скоростью распространения звука в ней.

Оказывается, что показатель упругих свойств среды равен квадрату скорости звука, а показатель сжимаемости есть обратная величина:

$$\frac{d\rho}{dp} = \frac{1}{a^2}. \quad (1.12)$$

На основании формул (1.6), (1.10) и (1.12) можно сделать вывод, что скорость звука, сжимаемость и упругость воздуха зависят от его температуры. Физический смысл этого положения понятен: чем выше температура, тем больше кинетическая энергия и средняя скорость хаотического движения молекул, следовательно, тем быстрее через соударения молекул осуществляется процесс передачи возмущений в воздухе. При этом усиливающееся молекулярное движение оказывает большее сопротивление

сжатию, т. е. воздух становится менее сжимаемым, более упругим.

В нормальных атмосферных условиях ($T=288\text{ К}$) скорость звука $a=340\text{ м/с}=1225\text{ км/ч}$. В пределах тропосферы температура воздуха и скорость звука по мере роста высоты уменьшаются. Используя зависимость (1.2), можно получить приближенную формулу для определения скорости звука (м/с) на разных высотах в стандартной атмосфере:

$$a_H \approx 340 - 4H, \quad (1.13)$$

где H — высота, км.

1.1.9. Воздушный поток, принцип обращения движения

Воздушный поток — это движение воздуха, при котором его частицы перемещаются с некоторыми неравными нулю скоростями. Воздушный поток называется установившимся, если величина и направление скоростей, а также параметры состояния частиц потока, проходящих через данную точку пространства, с течением времени не изменяются. Если же параметры частиц потока в данной точке с течением времени изменяются, такой поток называется неустановившимся или нестационарным.

След движущейся частицы называется ее траекторией. Если поток установившийся, траектории сохраняют постоянное положение в пространстве.

Линией тока называется линия, касательная к которой в любой ее точке совпадает с направлением скорости. В установившемся потоке линии тока являются траекториями, т. е. линиями, вдоль которых постоянно течет воздух. В неустановившемся потоке линии тока дают картину течения воздуха лишь в некоторый момент. В следующее мгновение картина может быть иной.

Если взять в воздушном потоке произвольный контур и мысленно провести через все его точки линии тока, получится поверхность, называемая трубкой тока (рис. 1.4). Часть потока, заключенная внутри трубки тока, называется стружкой. Боковая поверхность стружки (трубка) является как бы непроницаемой стенкой, через которую воздух не проходит внутрь стружки или наружу, так как скорости всех частиц, расположенных на поверхности стружки, направлены по касательной к ней. В установившемся потоке трубки тока сохраняют неизменное положение в пространстве.

Картину, показывающую распределение траекторий (или линий тока) вокруг обтекаемого тела, называют спектром обтекания этого тела. Чтобы получить спектр опытным путем, необходимо сделать видимым движение частиц воздуха в потоке. Этого можно достичь, например, введением в поток струек дыма, тонких нитей — шелковинок и т. п. На рис. 1.5 показаны спектры обтекания различных тел установившимся потоком.

Если траектории частиц потока являются плоскими кривыми, поток называется плоскопараллельным. Таким потоком обтекаются, например, центральные сечения тел, имеющих очень

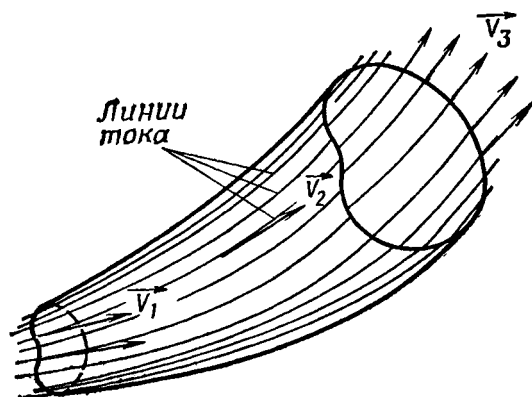


Рис. 1.4. Участок трубки тока (и струйки)

большой поперечный размер (размах), рис. 1.5, а. Тела, размеры которых, определяющие площадь поперечного сечения, соизмери-

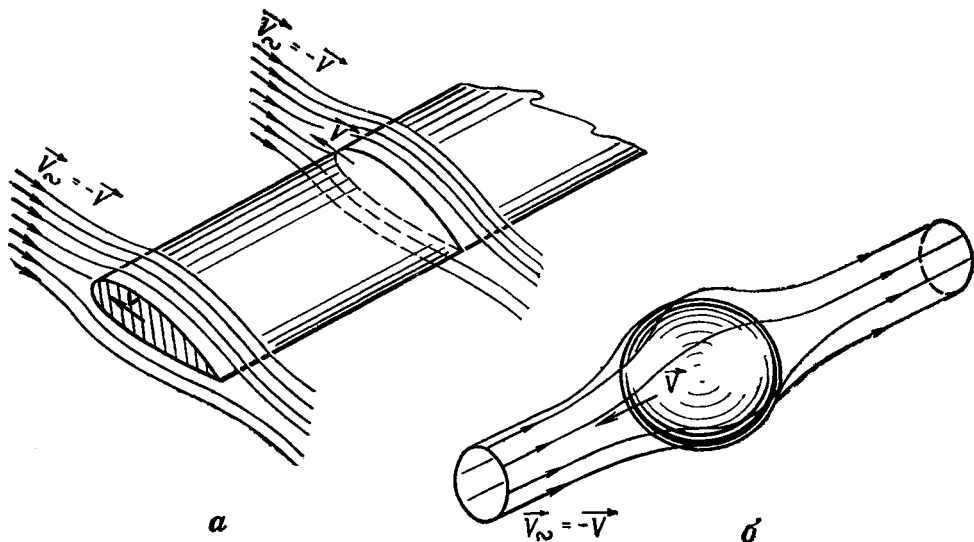


Рис. 1.5. Плоскопараллельный (а) и пространственный (б) спектры обтекания

мы, обтекаются пространственным потоком, когда скорости частиц имеют приращение по трем взаимно перпендикулярным направлениям, и траектории их являются пространственными кривыми

Глава 6

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТОВ СООСНОЙ СХЕМЫ

§ 6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

С давних пор конструкторов привлекает идея создания многовинтовых вертолетов с относительно меньшими диаметрами несущих винтов. При четном количестве несущих винтов (парно вращающихся в разные стороны) реактивные моменты от несущих винтов взаимно компенсируются. Наиболее распространенными являются двухвинтовые схемы, по расположению винтов делящиеся на продольную, поперечную и соосную. Несущие винты могут получать мощность от одного или нескольких двигателей, при этом для вертолетов продольной и поперечной схем возникает необходимость связывать валы винтов с помощью синхронизирующего вала для полной компенсации реактивного момента, в том числе на режиме самовращения НВ.

Для уменьшения габаритных размеров двухвинтовых вертолетов применяется перекрытие несущих винтов. При увеличении перекрытия расстояние между осями несущих винтов уменьшается. Винты в этом случае могут вращаться в одной плоскости или быть разнесенными по высоте. В первом случае лопасти одного винта входят в промежутки между лопастями другого винта, во втором — в пределе может быть достигнуто совмещение осей вращения винтов, и получается соосная схема. Соосными и несущими винтами называются винты, которые имеют единую ось, но противоположное направление вращения. Вал верхнего винта проходит внутри вала нижнего, синхронизация оборотов обеспечивается редуктором.

Из-за отсутствия рулевого винта, хвостовой и килевой балок для его выноса габариты вертолета соосной схемы по сравнению с одновинтовым уменьшаются. Вращение винтов в разные стороны обеспечивает аэродинамическую симметрию вертолета, что упрощает пилотирование. Исключается РВ и расход мощности на его привод.

Однако соосная схема не лишена недостатков. Нижний несущий винт, работающий в условиях обдува от верхнего, имеет меньшую эффективность, поэтому к. п. д. несущей системы меньше, чем у двухвинтовых вертолетов других схем. Необходимость разноса винтов по высоте для исключения схлестывания лопастей и улучшения аэродинамических характеристик удлиняет вал НВ и утяжеляет конструкцию.

§ 6.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ СООСНЫХ ВИНТОВ ПРИ ОСЕВОМ ОБТЕКАНИИ

Рассмотрим работу соосных несущих винтов в идеальном осевом потоке. Расстояние между плоскостями вращения винтов (втулками) равно h (рис. 6.1). Геометрические характеристики и частоты вращения винтов одинаковы. При совместной работе

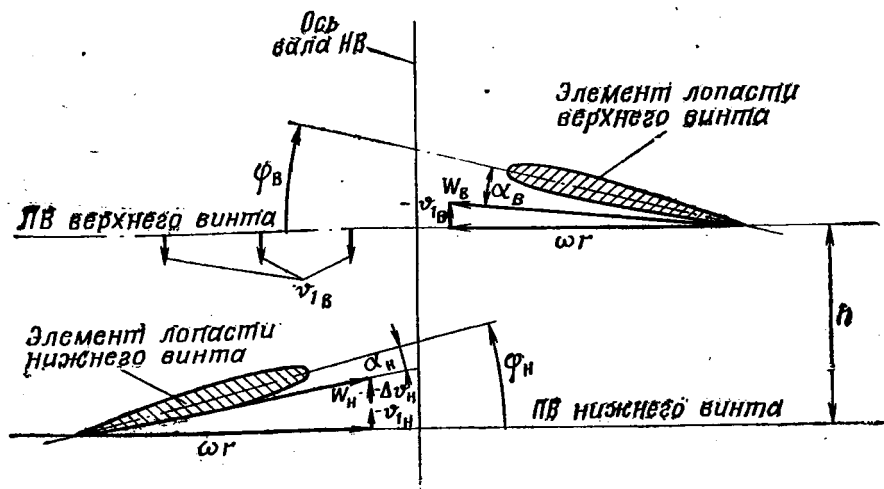


Рис. 6.1. Взаимное влияние соосных винтов при работе на месте ($r \approx 0,7R$;
 $\frac{h}{R} > 0,1$)

близко расположенных винтов из-за их взаимного влияния средняя индуктивная скорость v_1 у каждого винта будет возрастать. Приращение скорости в плоскости верхнего винта Δv_B будет вызвано подсосывающим действием нижнего винта, а в плоскости нижнего винта — Δv_H — эффектом отбрасывания потока верхним винтом.

Приращения индуктивной скорости можно представить в виде $\Delta v_B = k_1 v_{1H}$ и $\Delta v_H = k_2 v_{1B}$, где коэффициенты k_1 и k_2 изменяются в пределах $0 \leq k_1 \leq 1$; $1 \leq k_2 \leq 2$ при изменении расстояния h между винтами.

Экспериментально установлено, что при отношении $\frac{h}{R} \geq 0,1$, где R — радиус несущего винта, с достаточной степенью точности можно считать, что $k_1 = 0$, т. е., что нижний винт не влияет на работу верхнего. Возрастание же скорости v_1 в плоскости нижнего винта в зоне струи от верхнего изменяет характер его работы. При одинаковых углах установки лопастей (шаге) верхнего и нижнего винтов углы атаки элементов лопастей нижнего винта $\alpha_H = \varphi - \frac{v_1 + \Delta v_H}{\omega r}$ уменьшаются с ростом Δv_H (рис. 6.1). Эффектив-

ность нижнего винта падает. Вследствие этого нижний винт создает меньшую силу тяги, потребляет меньшую мощность и имеет меньший реактивный момент по сравнению с верхним винтом.

Вместе с тем при расстоянии между винтами $\frac{h}{R} \geq 0,1$ концы нижнего винта (примерно до $\bar{r}=0,75$) работают в таких же условиях, как и верхний винт, что является следствием сужения струи индуктивного ускоренного потока от верхнего винта (как и у одиночного винта). Происходит эжекция дополнительной массы воздуха из окружающей среды. Поэтому площадь, ометаемая винтом, работающим как одиночный, равна сумме площадей: ометаемой верхним винтом, т. е. габаритной, и концевыми участками нижнего винта: $F_1 = \pi R^2 + \pi R^2(1 - 0,75^2) \approx 1,44\pi R^2$.

Остальная часть ометаемой площади нижнего винта работает в условиях вредного влияния верхнего. Площадь ее равна $F_2 = 0,56\pi R^2$. Опыт показывает, что эффективность работы этой части винта в два раза ниже, чем у изолированного несущего винта той же ометаемой площади. Поэтому эффективная ометаемая соосными винтами площадь с учетом концевых и комлевых потерь приближенно равна:

$$F = \left(F_1 + \frac{1}{2} F_2 \right) \chi \approx 1,66 F_{\text{габ}}, \quad (6.1)$$

где $F_{\text{габ}} = \pi R^2$ — габаритная ометаемая площадь несущего винта. Это значит, что при одинаковых габаритных площадях несущих винтов одновинтовой и соосной схем фактически ометаемая соосными винтами площадь возрастает в 1,66 раза. В практической аэродинамике вертолетов соосной схемы обычно в качестве ометаемой указывается габаритная площадь при соответствующей нагрузке на нее.

При одинаковой тяге, развиваемой одиночным и соосными винтами при работе на месте, как следует из теории идеального винта $F_{\text{од}} v_{\text{од}}^2 = F_{\text{с}} v_{\text{с}}^2$, откуда с учетом формулы (6.1)

$$v_{\text{од}} = \sqrt{1,66} v_{\text{с}} \approx 1,28 v_{\text{с}}. \quad (6.2)$$

Используя формулу (5.9), получим

$$N_{\text{с}} = N_{\text{од}} \frac{v_{\text{с}}}{v_{\text{од}}} = N_{\text{од}} \frac{1}{1,28} \approx 0,8 N_{\text{од}}. \quad (6.3)$$

Следовательно, соосные винты при одинаковых диаметрах с одиночным для создания такой же тяги потребляют примерно на 20% меньшую мощность.

При одинаковой подводимой мощности $T_{\text{с}} = T_{\text{од}} v_{\text{од}} / v_{\text{с}}$, но из равенства мощностей по формуле (3.29) следует, что $F_{\text{од}} v_{\text{од}}^3 = F_{\text{с}} v_{\text{с}}^3$, откуда

$$\frac{v_{\text{од}}}{v_{\text{с}}} = \sqrt[3]{\frac{F_{\text{с}}}{F_{\text{од}}}} = \sqrt[3]{1,66} \approx 1,18. \quad (6.4)$$

Следовательно, при одинаковой подводимой мощности соосные винты развивают тягу, на 18% большую, чем одиночный винт такого же диаметра. Приведенное сравнение вместе с тем показывает, что ометаемая площадь и тяга винтов соосной схемы меньше, чем для вертолета двухвинтовой схемы с разнесенными винтами (без перекрытия).

Для некоторого улучшения характеристик нижнего винта и уравнивания реактивных моментов углы установки его лопастей обычно на 0,5—2° больше, чем у верхнего. Однако полностью уравниваются реактивные моменты только в горизонтальном полете на определенной, наиболее используемой скорости.

§ 6.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ СООСНЫХ ВИНТОВ ПРИ КОСОМ ОБТЕКАНИИ.

При косом обтекании вредное взаимное влияние винтов соосной схемы уменьшается, так как поток от верхнего винта скашивается и влияет на меньшую площадь нижнего винта. Винты будут иметь завалы конусов вращения, зависящие от характеристики режима полета μ , регулятора взмаха и отклонения ручки управления вертолетом. В связи с вращением в разные стороны боковые завалы конусов вращения винтов диаметрально противоположны. Завалы конусов вращения и аэродинамические силы несущих винтов при $\mu > 0,1 \div 0,15$ определяются так же, как для одиночного винта. Противоположные направления боковых завалов и взаимовлияние винтов приводят к сближению их лопастей, чему способствуют также колебания их относительно вертикальных шарниров. Чтобы исключить возможность схлестывания лопастей, выполняют конструктивный разнос втулок винтов по высоте.

Величина сближения лопастей зависит от скорости полета и частоты вращения несущих винтов. При уменьшении частоты вращения НВ улучшаются условия работы нижнего винта из-за уменьшения индуктивной скорости от верхнего. Углы взмаха лопастей нижнего винта могут оказаться больше, чем у верхнего, что приводит к сближению лопастей. То же будет происходить и при полете вперед.

Сближение лопастей возрастает при развороте в сторону вращения верхнего винта, так как углы установки лопастей верхнего винта, аэродинамические силы и соответственно угол конусности уменьшаются, а у нижнего, наоборот, возрастают. На сближение лопастей винтов влияет также темп отклонения ручки при маневрировании. Наиболее опасными по сближению лопастей являются режим планирования с гашением скорости, полет в болтанку, посадка на режиме самовращения при малой скорости планирования и снижения частоты вращения несущего винта. Обычно величина допустимой минимальной частоты вращения винта (оборотов НВ) ограничивается инструкцией.

§ 6.4. РАСПОЛАГАЕМАЯ ТЯГА НВ И ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТОВ СООСНОЙ СХЕМЫ

Располагаемая тяга соосных несущих винтов T_{pc} при работе на месте может быть определена по формуле Н. Е. Жуковского (5.10), если в качестве ометаемой площади принимать не габаритную площадь одного НВ, а эффективную $F_{эф} = 1,66F_{габ}$.

Абсолютные значения тяги T_{pc} и грузоподъемности вертолетов соосной схемы небольшие по сравнению с соответствующими характеристиками вертолетов других схем. Это объясняется главным образом трудностью увеличения диаметра соосных НВ из-за опасности схлестывания их лопастей.

Близость земли и косая обдувка влияют на величину грузоподъемности вертолетов соосной схемы в принципе так же, как и у одновинтовых (подпараграф 5.3.3), но с несколько меньшим эффектом, что объясняется особенностями аэродинамической компоновки. Например, прирост тяги за счет эффекта воздушной подушки (рис. 5.10) у вертолета Ка-26 меньше, чем у одновинтовых вертолетов, так как близость земли оказывает влияние практически только на нижний несущий винт. Максимальный прирост тяги за счет ЭВП у Ка-26 составляет всего 20% (когда колеса касаются земли).

Лобовое сопротивление вертолетов соосной схемы рассчитывается по общим способам, описанным в § 5.4. На рис. 6.2 показаны для примера значения коэффициентов лобового сопротивления вертолета Ка-26 (отнесенные к миделю фюзеляжа

$S_{м. ф} = 2,6 \text{ м}^2$), с помощью которых можно определить силу $X_{вр}$ на различных скоростях и высотах полета в зависимости от конфигурации вертолета.

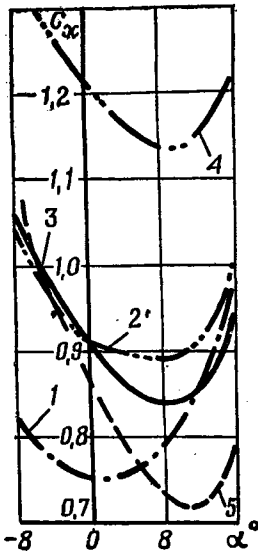


Рис. 6.2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления планера от угла атаки фюзеляжа: 1 — вариант с подвесной кабиной; 2 — с грузовой платформой; 3 — с опылителем; 4 — с опрыскивателем; 5 — носитель

РАЗДЕЛ II

ДИНАМИКА ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

Глава 7

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА

§ 7.1. ОСНОВНЫЕ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В ДИНАМИКЕ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Пилотируя вертолет, летчик постоянно следит за его пространственной ориентировкой и управляет ее изменением. Визуально и с помощью приборов он определяет, например, угловые величины и скорости, характеризующие положение вертолета и его движение относительно земли. При этом летчик использует некоторые установленные направления отсчета или, как говорят, системы координат. Эти системы выбирают так, чтобы получаемые с их помощью представления о положении вертолета в воздухе, направлении действующих на него сил и математические выражения, описывающие его движение, были наиболее естественны и просты для летчика.

Все используемые системы координат являются прямоугольными, т. е. в каждой системе координатные оси расположены взаимно перпендикулярно. Начало координатных осей, за исключением нормальных земных, обычно размещается в центре масс вертолета.

7.1.1. Нормальная земная и подвижная земная системы координат

Нормальная земная система координат $O_0x_gy_gz_g$ (рис. 7.1) связана с Землей. Начало координат (точка O_0) фиксировано по отношению к земле, например, расположено в месте взлета, точке начала маневра и т. д. Опорным является направление земной вертикали — вверх по местной вертикали направлена ось O_0y_g . Изменение координаты y_g показывает изменение высоты полета H .

Оси O_0x_g и O_0z_g лежат в горизонтальной плоскости, проходящей через начало координат. Направления этих осей выбираются в соответствии с решаемой задачей. Например, ось O_0x_g может быть направлена по линии заданного курса. Тогда изменение величины x_g будет показывать путь L , пройденный по маршруту,

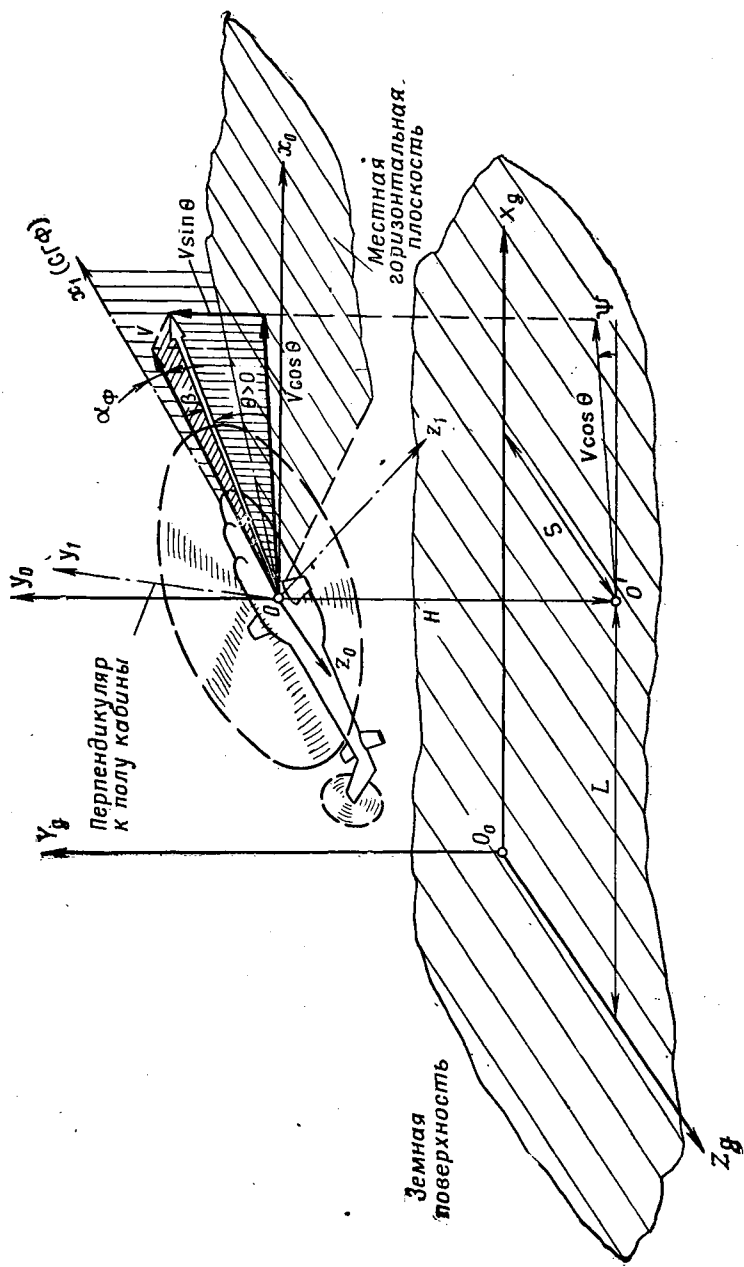


Рис. 7.1. Нормальная земная, подвижная земная и связанная системы координат

а изменение величины z_g — боковое уклонение S . При этом кривизна Земли в пределах дальности полета вертолетов не учитывается.

Таким образом, нормальная земная система координат используется летчиком для определения и контроля местоположения вертолета, а также траектории его движения относительно земли: летчик с помощью приборов определяет высоту и направление полета, вертикальную ($V_y = V \sin \Theta$) и горизонтальную ($V_x = V \cos \Theta$) составляющие скорости, свое положение относительно аэродрома, наземных ориентиров и т. д.

Подвижная земная система координат $Ox_0y_0z_0$ (рис. 7.1) движется вместе с вертолетом. Начало координатных осей расположено в центре масс вертолета — точка O .

Направление координатных осей устанавливается так же, как и в нормальной земной системе координат, т. е. ось Oy_0 направлена по вертикали, проходящей через центр масс вертолета, а оси Ox_0 и Oz_0 лежат в местной горизонтальной плоскости. При этом ось Ox_0 может ориентироваться в зависимости от задачи как параллельно оси O_0x_g нормальной земной системы координат (рис. 7.1) так и, например, в направлении полета.

Пилотируя вертолет, летчик постоянно контролирует его ориентацию (угловое положение) и вращение в пространстве, связанном с землей по положению вертолета относительно осей (плоскостей) земной системы координат. В летной практике бытует выражение «положение вертолета (или фонаря) относительно горизонта». Термин «горизонт» в этом случае и определяет, по существу, местную горизонтальную плоскость подвижной земной системы координат. При этом используются понятия и оси связанной системы координат.

7.1.2. Связанная система координат

Связанная система координат $Ox_1y_1z_1$ (рис. 7.1 и 7.2) жестко «связана» с конструкцией вертолета. Следовательно, ее оси поворачиваются в пространстве так же, как вращается вертолет.

Плоскость симметрии вертолета считается основной (главной) продольной плоскостью. Для одновинтовых вертолетов в связи с наличием рулевого винта понятие «плоскость симметрии» является несколько условным. Оно базируется в основном на симметрии фюзеляжа вертолета (без учета некоторых надстроек) и не учитывает асимметрии, придаваемой вертолету рулевым винтом, а иногда и несимметричным хвостовым оперением. Обычно можно считать, что центр масс вертолета располагается в его плоскости симметрии. Это подразумевается в дальнейшем, если нет особых оговорок.

Ox_1 — продольная ось вертолета, проходит параллельно так называемой строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), лежит в плоскости симметрии и направлена вперед к носу вертолета.

Oy_1 — нормальная ось вертолета, лежит в его плоскости симметрии и направлена перпендикулярно оси Ox_1 (полу кабины вертолета) в сторону несущего винта.

Oz_1 — поперечная ось, направлена перпендикулярно плоскости симметрии вертолета в сторону его правого борта (правая система координат).

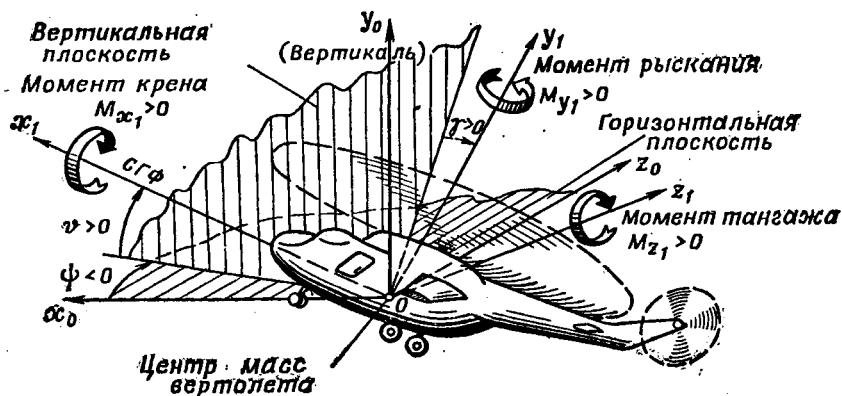


Рис. 7.2. Ориентация связанной системы координат относительно подвижной земной

Оси связанной системы координат и образуемые ими плоскости являются базовыми при установке приборов, фиксирующих угловое положение вертолета по отношению к земле — авиагоризонта, компаса и т. п.

Величины, характеризующие ориентацию вертолета в пространстве и ее изменение, определяются летчиком визуально или по приборам на основе оценки взаимного расположения осей связанной и подвижной земной систем координат. Этими величинами являются углы тангажа, крена и рыскания вертолета.

Угол тангажа ϑ — угол между продольной осью Ox_1 и местной горизонтальной плоскостью; положителен, если продольная ось проходит выше горизонтальной плоскости, т. е. нос вертолета поднят над горизонтом (рис. 7.2).

Угол крена γ — угол между нормальной осью Oy_1 и вертикальной плоскостью, проходящей через ось Ox_1 ; положителен при правом крене.

Угол рыскания ψ — угол между проекцией продольной оси Ox_1 на местную горизонтальную плоскость и осью Ox_0 ; положителен при отвороте от заданного курса (оси Ox_0) влево.

Величины углов тангажа и крена, а также их изменение летчик оценивает по положению остекления кабины («капота») относительно линии видимого горизонта или по показаниям авиагоризонта.

Величину угла рыскания и ее изменение летчик определяет в основном по показаниям различных курсовых приборов, например компаса ГИК-1, КС и т. п.

Связанная система координат используется также для анализа движения (вращения) вертолета вокруг центра масс под влиянием действующих на него моментов аэродинамических и иных сил. Названия моментов (тангажа, крена и рыскания), действующих на вертолет относительно осей связанной системы координат, соответствуют названиям углов, которые эти моменты изменяют или стремятся изменить. Показанные на рис. 7.2. положительные направления моментов M_z , M_x и M_y , соответствуют действию их на увеличение углов тангажа, крена и рыскания. Положительный момент тангажа обычно называется кабрирующим, а отрицательный — пикирующим.

7.1.3. Скоростная и траекторная системы координат

Скоростная система координат $Oxyz$ (рис. 7.3) связана с направлением воздушной скорости вертолета, т. е. скорости его

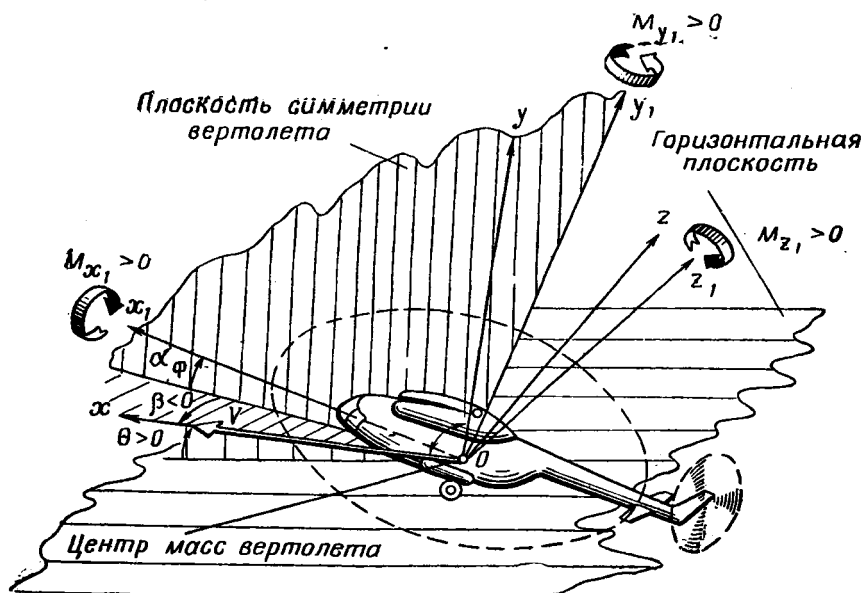


Рис. 7.3. Скоростная и связанная системы координат, их взаимная ориентация

центра масс относительно воздуха, не возмущенного движением вертолета.

Ось Ox — скоростная ось (ось сопротивления), направлена вдоль воздушной скорости вертолета \vec{V} . Сила лобового сопротивления

ления всегда направлена в противоположную сторону. Ось Oy — ось подъемной силы, направлена перпендикулярно вектору \vec{V} (оси Ox), в сторону несущего винта, при отсутствии скольжения лежит в плоскости симметрии вертолета. Ось Oz — боковая ось, образует вместе с осями Ox и Oy правую систему координат.

Положение вертолета относительно воздушной скорости \vec{V} определяется относительным расположением связанной и скоростной систем координат, что выражается углами атаки и скольжения.

Угол атаки вертолета (фюзеляжа) α_f — угол между продольной осью вертолета и проекцией вектора воздушной скорости \vec{V} на плоскость симметрии Ox_1y_1 . Углы атаки крыла вертолета $\alpha_{кр}$ и несущего винта A могут отличаться от угла α . Так, если крыло установлено под углом $\varphi_{кр}$ к плоскости x_1Oz_1 , то угол атаки крыла равен $\alpha_{кр} = \alpha + \varphi_{кр}$. Угол атаки положителен, если проекция воздушной скорости на нормальную ось вертолета (крыла, НВ) отрицательна. **Угол скольжения** вертолета β — угол между воздушной скоростью и плоскостью симметрии вертолета; положителен при правом скольжении.

Иногда удобнее применять траекторную систему координат $Ox_k y_k z_k$. В этой системе ось Ox_k совпадает с земной скоростью вертолета \vec{V}_k , т. е. со скоростью его относительно нормальной земной системы координат. Ось Oy_k лежит в вертикальной плоскости, проходящей через ось Ox_k , и направлена вверх от поверхности земли. В дальнейшем, если нет оговорок, движение вертолета рассматривается при отсутствии ветра (в штиль), когда земная и воздушная скорости совпадают ($\vec{V}_k = \vec{V}$).

Направление движения и траектории вертолета определяется направлением его скорости полета. Угол между скоростью \vec{V} и горизонтальной плоскостью называется углом наклона траектории Θ . Угол Θ положителен при наборе высоты.

Скоростная и траекторная системы координат используются для анализа движения центра масс вертолета. Силы, действующие на вертолет, проектируются на оси координат, после чего можно определить величину изменения скорости (ускорение) по каждому из трех направлений осей.

7.1.4. Понятие «центровка вертолета»

Под центровкой вертолета понимается положение его центра масс относительно оси и плоскости вращения НВ, т. е. относительно центра полусвязанной системы координат НВ (центра втулки). Центровка оказывает большое влияние на условия и возможность балансировки вертолета (гл. 8).

Центровка вертолета выражается тремя координатами (рис. 7.4):

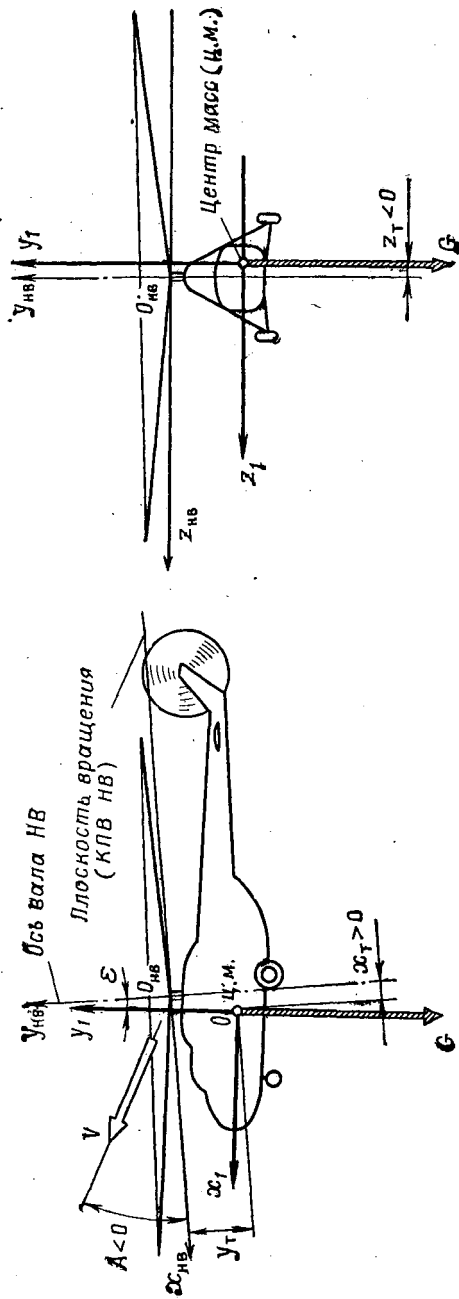


Рис. 7.4. Центровка вертолета

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА

Горизонтальным называется прямолинейный полет вертолета на постоянной высоте. Различают установившийся режим горизонтального полета ($\vec{V} = \text{const}$), а также разгон и торможение в горизонтальном полете.

В горизонтальном полете НВ работает в условиях косо обтекания. Это более экономичный режим работы НВ по сравнению с осевым обтеканием, так как здесь меньше потери мощности силовой установки. При этом вертолет более устойчив, имеет большие запасы управления, чем на вертикальных режимах, особенно на средних скоростях полета.

§ 9.1. ПОТРЕБНЫЕ ТЯГА НВ И МОЩНОСТЬ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Уравнения движения в горизонтальном полете с постоянной скоростью можно получить из общих уравнений движения вертолета (7.3) — (7.9) при $\Theta = 0$ (рис. 9.1):

$$m \frac{dV}{dt} = \sum F_x = T_x - X_{\text{вр}} - X_{\text{кр}} = 0 - \quad (9.1)$$

условие постоянства скорости ($V = \text{const}$);

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = \sum F_y = T_y + Y_{\text{кр}} - G = 0 - \quad (9.2)$$

условие постоянства $\Theta = 0$, т. е. высоты ($H = \text{const}$);

$$-mV \frac{d\Psi}{dt} = \sum F_z = T_z - T_{\text{р. в}} - Z_{\text{к}} = 0 - \quad (9.3)$$

условие постоянства угла пути $\Psi = \text{const}$;

$$\sum M_{x_1} = \sum M_{y_1} = \sum M_{z_1} = 0 -$$

условия постоянства углов крена, курса и тангажа:

Из этих уравнений движения видно, что потребная для выполнения установившегося горизонтального полета результирующая сила НВ $T_{\text{НВ}}$:

$$\begin{aligned} T_{\text{НВ}} &= \sqrt{T_x^2 + T_y^2 + T_z^2} = T_{\text{г. п}} = \\ &= \sqrt{(X_{\text{вр}} + X_{\text{кр}})^2 + (G - Y_{\text{кр}})^2 + (T_{\text{р. в}} + Z_{\text{к}})^2}. \end{aligned} \quad (9.4)$$

Для вертолетов, не имеющих крыла и киля, формула (9.4) упрощается:

$$T_{г.п} = \sqrt{X_{вр}^2 + G^2 + T_{р.в}^2} \quad (9.5)$$

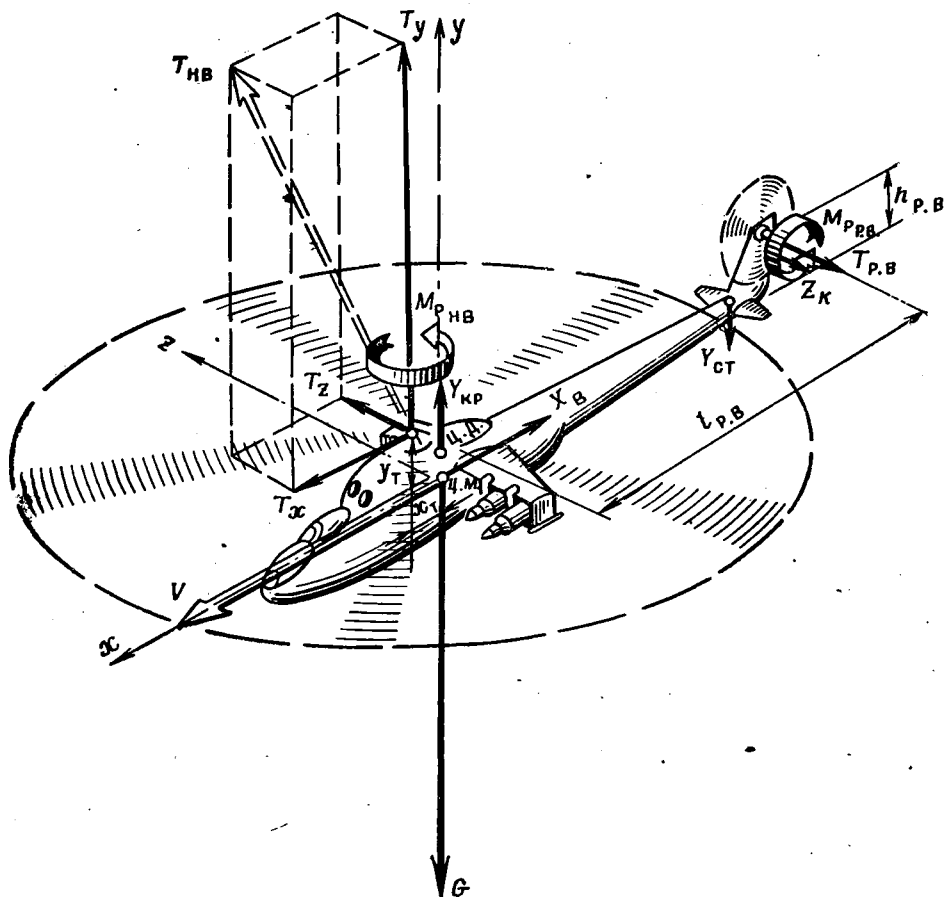


Рис. 9.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в режиме горизонтального полета

Из формулы (9.5) видно, что $T_{г.п}$ наименьшая при $V=0$ (т. е. на висении), так как $X_{вр}=0$. С ростом скорости она увеличивается пропорционально возрастанию сопротивления фюзеляжа, крыла и других элементов конструкции (рис. 9.2). С изменением высоты горизонтального полета на одной и той же приборной (индикаторной) скорости (постоянный скоростной напор) потребная тяга $T_{г.п}$ практически не изменяется (изменение $T_{р.в}$ незначительно, и им обычно пренебрегают). Потребная тяга НВ для горизонтального полета зависит от величины полетной массы (m), так как

пропорционально изменению m изменяется сила тяжести вертолета G , а значит, и необходимая величина подъемной силы T_y .

Максимально возможную величину тяги, так называемую располагаемую тягу T_p , можно получить при работе двигателей на взлетном (боевом) режиме. С увеличением скорости полета, как видно из рис. 9.2, располагаемая тяга T_p вначале растет более

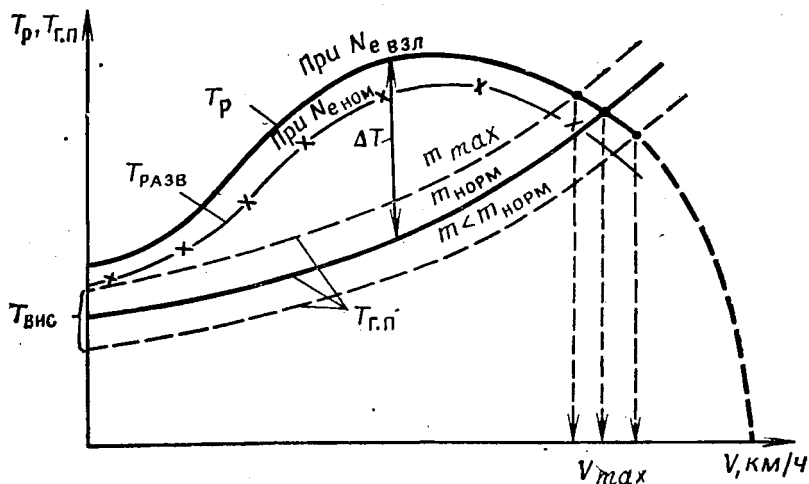


Рис. 9.2. Зависимость необходимой и располагаемой тяг НВ от скорости полета и полетной массы вертолета

интенсивно, чем необходимая $T_{г.п}$. Увеличение располагаемой тяги (§ 3.2) происходит за счет косо го обтекания. Однако с ростом скорости полета расширяются зоны обратного обтекания, срывает поток и сверхзвуковые зоны на элементах наступающих лопастей, уменьшается индуктивная скорость v_i . Все это отрицательно сказывается на создании располагаемой тяги НВ, и она уменьшается. Аналогично располагаемой тяге изменяется и тяга, развиваемая НВ при работе на пониженном (например, номинальном) режиме (рис. 9.2).

Располагаемая тяга НВ не зависит от величины массы вертолета. Она зависит от высоты полета, частоты вращения НВ и температуры наружного воздуха, так как от этих факторов зависят плотность ρ , мощность двигателей, а также масса воздуха, отбрасываемого несущим винтом.

Мощность, развиваемая силовой установкой, должна быть равна мощности, необходимой для полета на данной скорости. Мощность, необходимая для горизонтального полета (или необходимая мощность $N_{г.п}$) — это мощность, которую необходимо подводить к несущему винту для выполнения установившегося режима горизонтального полета. Поэтому необходимую мощность $N_{г.п}$ можно получить, если учесть затраты мощности для образования необходимой

тяги $T_{г.п.}$. В целом потребная мощность для горизонтального полета складывается из расходов мощности для создания индуктивной скорости ($N_{инд}$), преодоления профильного сопротивления вращению лопастей НВ ($N_{пр}$) и преодоления вредного сопротивления движению вертолета ($N_{дв}$):

$$N_{г.п.} = N_{инд} + N_{пр} + N_{дв}. \quad (9.6)$$

Индуктивную мощность можно рассчитать с учетом того, что она расходуется для создания подъемной силы, равной силе тяжести вертолета G , т. е.

$$N_{инд} = \frac{T_y v_1}{75} = \frac{G v_1}{75}. \quad (9.7)$$

Эта мощность зависит от силы тяжести вертолета и средней индуктивной скорости v_1 . В свою очередь, v_1 зависит от скорости полета и плотности воздуха при создании одинаковой подъемной силы. С увеличением скорости горизонтального полета потребная v_1 падает, так как увеличивается секундный расход массы воздуха через НВ и соответственно уменьшается v_1 , необходимая для создания одной и той же величины $T_y = G$. При этом v_1 изменяется пропорционально отношению $1/V$. С увеличением высоты полета падает плотность воздуха и соответственно секундный расход массы воздуха через НВ. Для компенсации этого при создании той же самой величины T_y при одинаковой скорости полета необходимо увеличить v_1 , что требует увеличения $\varphi_{Ош}$. На рис. 9.3, а показан закон изменения $N_{инд}$ от H и V полета при постоянной полетной массе вертолета в стандартных внешних условиях (СА).

Мощность, потребная для преодоления профильного сопротивления лопастей НВ, — профильная мощность ($N_{пр}$) — определяется исходя из величины силы профильного сопротивления (гл. 3) лопастей и их зависимости от $\varphi_{Ош}$.

Величина $N_{пр}$ возрастает с увеличением $\varphi_{Ош}$. Она также возрастает с увеличением оборотов НВ и скорости полета:

$$N_{пр} = \frac{M_{кр} \omega_{НВ}}{75}. \quad (9.8)$$

Увеличение скорости полета V ведет к изменению скорости обтекания элементов наступающих и отступающих лопастей НВ ($W_r = \omega r + V_{xНВ} \sin \psi$). В целом это приводит к росту момента от сил сопротивления $M_{сопр}$ и, конечно, $N_{пр}$. На рис. 9.3, б показан закон изменения $N_{пр}$ от скорости и высоты полета. С увеличением высоты полета уменьшается плотность воздуха, что способствует уменьшению $N_{пр}$, но при этом увеличивается потребное значение $\varphi_{Ош}$. Поэтому $N_{пр}$ с увеличением высоты обычно увеличивается, вначале незначительно, а после проявления сжимаемости воздуха по мере роста скорости и увеличения $\varphi_{Ош}$ с высотой — все более резко.

Мощность для преодоления вредного сопротивления вертолета в горизонтальном полете (или мощность движения) рассчитывается по формуле:

$$N_{дв} = \frac{T_x V}{75} = \frac{(X_{вр} + X_{кр}) V}{75}. \quad (9.9)$$

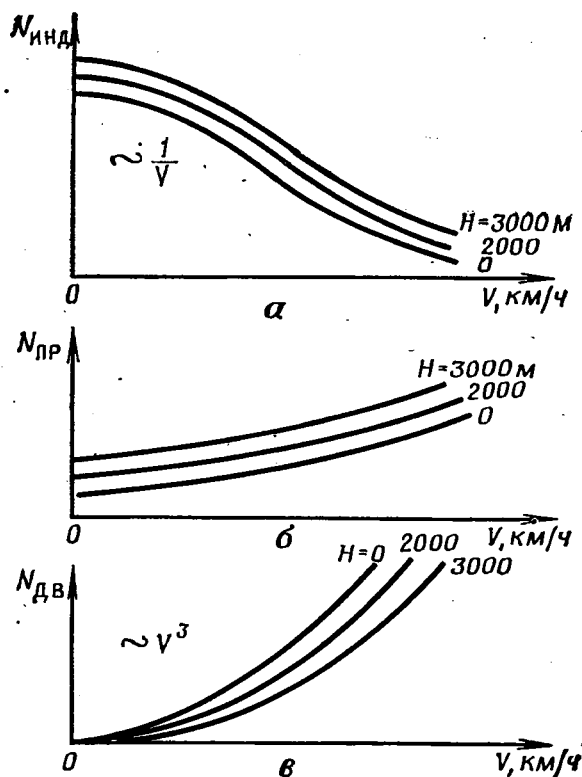


Рис. 9.3. Зависимость составляющих потребной мощности индуктивной $N_{инд}$, профильной $N_{пр}$ и движения $N_{дв}$ от скорости и высоты полета вертолета ($m = const$)

Вредное сопротивление вертолета изменяется пропорционально квадрату скорости полета, поэтому $N_{дв}$ с увеличением скорости изменяется пропорционально V^3 . Так как с увеличением высоты полета падает плотность, то уменьшается вредное сопротивление, а значит, и $N_{дв}$ (рис. 9.3, в).

Просуммировав рассмотренные выше мощности, получим зависимость $N_{г.п}$ от скорости полета, т. е. так называемую кривую потребной мощности для горизонтального полета. Характер изме-

нения потребной мощности, показанный на рис. 9.4, присущ всем вертолетам независимо от количества винтов и направления их вращения.

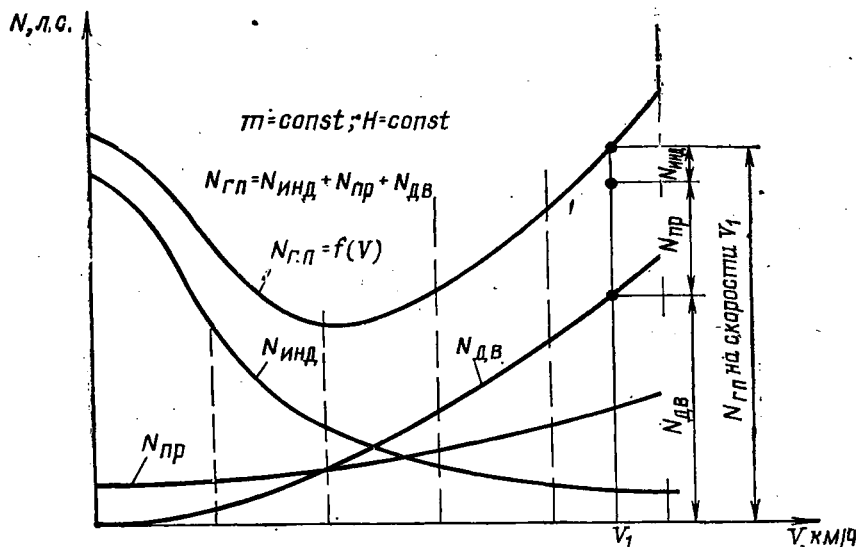


Рис. 9.4. Получение зависимости потребной мощности для горизонтального полета

С увеличением скорости от нуля (висение) мощность $N_{г.п}$ вначале падает вследствие уменьшения $N_{инд}$ при сравнительно неболь-

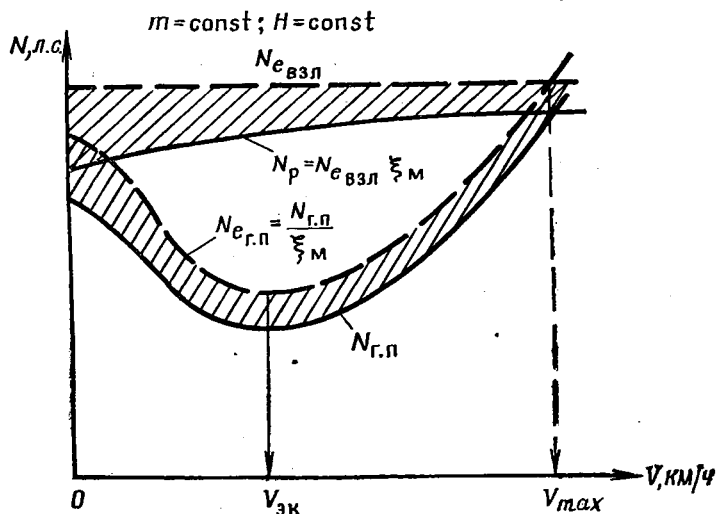


Рис. 9.5. Зависимости потребной и располагаемой мощности двигателей (штриховые линии) и для несущего винта (сплошные линии) от скорости горизонтального полета

С ростом $N_{пр}$ и $N_{дв}$, но затем начинает все резко увеличиваться, так как прирост $(N_{пр} + N_{дв})$ больше, чем уменьшение $N_{инд}$. Наименьшее значение $N_{г.п}$ примерно равно по величине половине мощности, потребной для висения.

Полученная таким образом потребная мощность $N_{г.п}$ будет несколько меньше эффективной мощности $N_{е.п}$, которую должны развивать двигатели (рис. 9.5), ввиду того что часть мощности двигателей расходуется на системы, обеспечивающие работу СУ, на преодоление трения в трансмиссии и на рулевой винт:

$$N_{е.п} = \frac{N_{г.п}}{\xi_m},$$
 где ξ_m — коэффициент использования мощности двигателей, учитывающий дополнительные потери (гл. 5).

Установившийся полет вертолета возможен, если подводимая к НВ мощность равна потребной. Сравнивая потребную и располагаемую мощность, можно определить, возможен ли полет в данных условиях (по скорости, высоте и т. д.).

§ 9.2. КРИВЫЕ Н. Е. ЖУКОВСКОГО И ИХ ИЗМЕНЕНИЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАЗЛИЧНЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ

Кривые потребной и располагаемой мощностей впервые были предложены Н. Е. Жуковским для определения летных характеристик летательных аппаратов, и в аэродинамике они носят его имя. Метод одновременного рассмотрения изменения потребной и располагаемой мощностей в зависимости от различных эксплуатационных факторов позволяет раскрыть физическую сущность причин изменения возможных условий горизонтального полета, выявить его наиболее характерные скорости и режимы.

На рис. 9.6 показано изменение N_p и $N_{г.п}$ от скорости полета при постоянной полетной массе вертолета на некоторой малой высоте H .

На графике видны:

— точка 1 — $V_{мин} = 0$, минимальная скорость горизонтального полета соответствует режиму висения. На данной высоте при $V = 0$ имеется запас мощности, поэтому возможны висение и вертикальный подъем;

— точка 2 — точка минимальной $N_{г.п}$ определяет $V_{эк}$ — экономическую скорость, при этом запас мощности ΔN — максимальный;

— точка 3 — точка пересечения N_p и $N_{г.п}$ на больших V — определяют $V_{мах}$ — максимальную скорость горизонтального полета, которая достигается при полном использовании располагаемой мощности.

Изменение потребных и располагаемых мощностей в зависимости от высоты (H), температуры наружного воздуха ($t_{\text{нар}}$) и полетной массы (m) вертолета определяет изменение перечисленных скоростей горизонтального полета.

Располагаемая мощность N_p изменяется, как описано в гл. 5, в соответствии с высотно-климатической характеристикой силовой установки при ее работе на взлетном режиме.

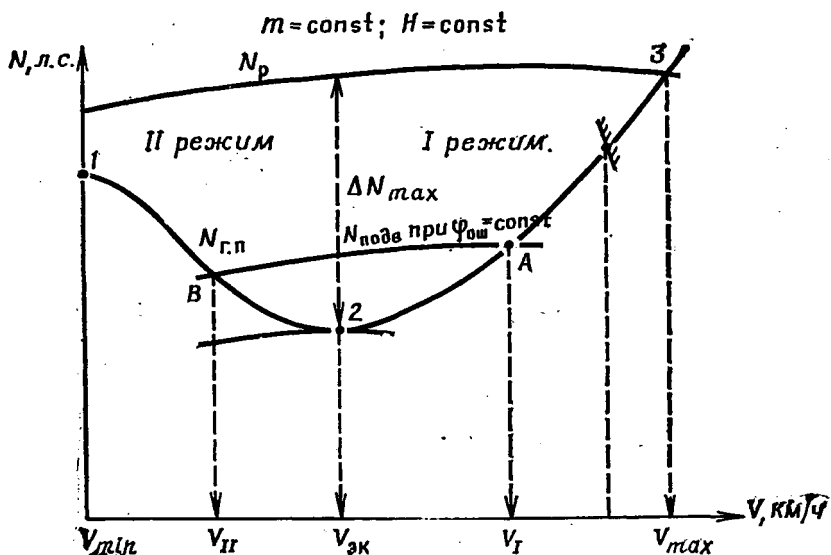


Рис. 9.6. Кривые потребной и располагаемой мощностей для горизонтального полета (кривые Н. Е. Жуковского)

Потребная мощность $N_{г.п}$ изменяется с высотой в соответствии с характером изменения ее составных частей, который можно видеть из анализа формул (9.7)—(9.9) и графиков на рис. 9.3. С увеличением высоты полета зависимость $N_{г.п} = f(V)$ вначале сдвигается вверх вправо (рис. 9.7, а), что обуславливается увеличением $N_{инд}$ и $N_{пр}$ при одновременном уменьшении $N_{дв}$. Сдвиг происходит примерно по касательной, проведенной из начала координат к кривой $N_{г.п} = f(V)$ для $H = 0$. Однако для высот более 2,5—3 км зависимость $N_{г.п} = f(V)$ отходит от этой касательной вверх, так как на больших высотах вследствие влияния сжимаемости воздуха резко увеличивается профильная мощность $N_{пр}$.

Увеличение температуры наружного воздуха и полетной массы вертолета приводит к росту $N_{инд}$ и отчасти $N_{пр}$, см. формулы (9.7) и (9.8), практически не изменяя $N_{дв}$. При этом зависимости $N_{г.п} = f(V)$ сдвигаются вверх, как это показано на рис. 9.7, б, в.

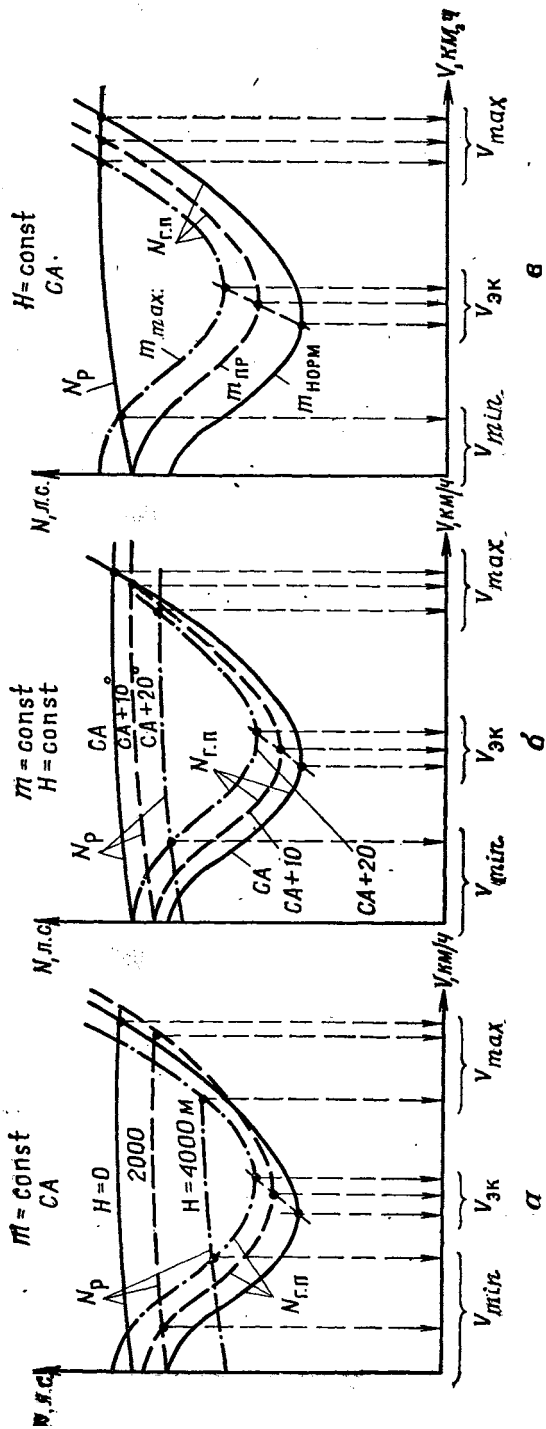


Рис. 9.7. Влияние на потребляемую и располагаемую мощности горизонтального полета эксплуатационных факторов:
 а — высоты полета; б — температуры наружного воздуха; в — массы вертолета

Зависимости $N_{г.п} = f(V)$ для вертолета Ми-8 с нормальной и максимальной массой на различных высотах показаны на рис. 9.8.

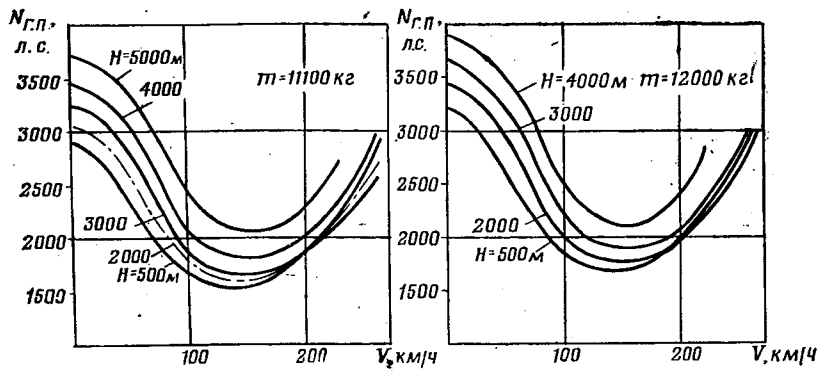


Рис. 9.8. Зависимость мощности, потребной для горизонтального полета вертолета Ми-8, от скорости и высоты полета

§ 9.3. ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ И ВЫСОТ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Максимальная и минимальная скорости горизонтального полета по высотам определяют теоретически возможный диапазон скоростей и высот полета, показанный на рис. 9.9 линией $Oab\beta\alpha\zeta$ (типичный для вертолетов с ГТД). Изменение диапазона по высотам обусловлено описанными выше зависимостями $N_p = f(H, V)$ и $N_{г.п} = f(H, V)$ при постоянных $m, n_{нв}$ в стандартных условиях.

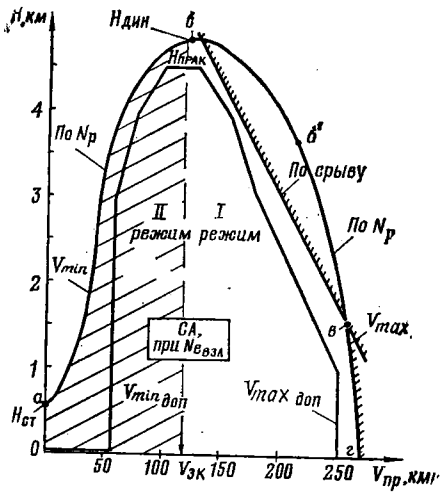


Рис. 9.9. Теоретически возможный и эксплуатационный диапазоны скоростей и высот полета вертолета

Минимальная скорость полета ($V_{мин}$) — это наименьшая скорость, на которой вертолет еще удерживается в горизонтальном полете на данной высоте при использовании взлетного режима работы двигателей. Эта скорость по высотам изменяется, как показано на рис. 9.9 линией Oab . При $m_{норм}$ и стандартных условиях вертолет может выполнять горизонтальный полет с $V_{мин} = 0$, т. е. висение, до высоты $H_{ст}$, называемой статическим потолком (точка a). На высоте более $H_{ст}$ для висения не хватает располагаемой мощности и горизонтальный полет возможен только на поступательной скорости вперед, когда НВ переходит на косое обтекание

и возможности его по созданию тяги НВ при взлетной мощности двигателей увеличиваются. При полете на V_{\min} на этих высотах отсутствуют запасы по мощности СУ и, как правило, очень малы запасы по путевому управлению, а также ограничено время работы двигателей на взлетном режиме. Полет в этом случае на некоторых вертолетах сопровождается повышенным уровнем тряски.

Максимальная скорость полета (V_{\max}) — это наибольшая скорость установившегося горизонтального полета при использовании максимальной (взлетной) мощности двигателей. Эта скорость по высоте изменяется, как показано на рис. 9.9 линией *бб'вг*. Дальнейшее увеличение скорости в горизонтальном полете невозможно из-за отсутствия запаса мощности. Для вертолетов характерна и другая причина ограничения V_{\max} — по срыву потока с лопастей НВ (линия *бв*). С увеличением скорости и высоты полета растет требуемое значение $\varphi_{\text{общ}}$, и на отступающей лопасти (с азимутами $270\text{—}300^\circ$) вследствие увеличения скорости взмаха вниз и работы регулятора взмаха местные углы атаки становятся закритическими. В результате этого нарушается плавность обтекания профилей лопасти и в этом секторе образуется срыв потока. При дальнейшем увеличении V зона срыва все более расширяется. По существу, срыв потока — одна из главных причин ограничения максимальных скоростей полета для всех вертолетов на высотах более $1000\text{—}1500$ м, хотя для вертолетов с ГТД по располагаемой мощности теоретически возможен полет и на большей скорости.

Полет на этих скоростях и соответствующих им высотах, как правило, сопровождается повышенной тряской (вибрацией) всего вертолета, самопроизвольным накрениением его вправо, раскачиванием в продольном и особенно в поперечном направлениях, а также общим ухудшением устойчивости и управляемости. Повышенные вибрации вертолета свидетельствуют о больших местных знакопеременных нагрузениях лопастей НВ и системы управления. Полет на V_{\max} ограничен также и по времени работы силовой установки на взлетном режиме.

Наибольшую высоту полета (точка *б*), где минимальная скорость равна максимальной и нет избытка мощности, принято называть динамическим потолком вертолета ($H_{\text{дин}}$). Практически достичь высоты динамического потолка на вертолете представляет определенную сложность, так как время набора этой высоты значительно превышает время работы двигателей на взлетном режиме, кроме того, при подходе к этой высоте усложняется техника пилотирования в связи с близостью ограничения по срыву потока с лопастей и отсутствием запаса по мощности СУ.

Диапазон скоростей и высот полета вертолета изменяется в зависимости от различных эксплуатационных факторов: полетной массы вертолета, атмосферных условий (давление, температура, турбулентность атмосферы), режима работы двигателей и оборотов НВ.

Изменение полетной массы вертолета (от $m_{\text{норм}}$) скажется на изменениях $N_{г.п}$ (рис. 9.7, в). Увеличение силы тяжести ведет к уменьшению высоты статического и динамического потолков вертолета, к необходимости увеличения минимальной скорости на $H > H_{\text{ст}}$ и уменьшению V_{max} (рис. 9.10, а, кривая для m_{max}).

Влияние атмосферных условий. Диапазон скоростей и высот полета обычно определяется для стандартных атмосферных условий, соответствующих стандартной атмосфере (СА). В реальных условиях на той или иной высоте полета как температура, так и давление воздуха могут отличаться от СА. Это, в свою очередь, ведет к изменению плотности воздуха ρ , а значит, и сил, действующих на вертолет.

При выполнении полетов вблизи ограничений необходимо при определении высоты устанавливать на высотомере давление 760 мм рт. ст. При этом изменение давления на высоте (относительно СА) ведет к изменению только истинной высоты полета над пролетаемой местностью, а выдерживаемая заданная приборная высота будет соответствовать стандартным условиям. Поэтому изменение плотности нужно учитывать только в зависимости от разницы температуры наружного воздуха относительно стандартной для данной высоты полета.

Увеличение температуры от стандартной на данной высоте ведет к уменьшению плотности воздуха, следовательно, уменьшается N_p и увеличивается $N_{г.п}$ при прочих равных условиях (рис. 9.7, б). В результате понижаются $H_{\text{ст}}$ и $H_{\text{дин}}$ и в целом сокращается диапазон скоростей и высот полета (рис. 9.10, б).

Турбулентность атмосферы требует наличия определенных запасов мощности СУ, чтобы обеспечить безопасность полета. Это ведет к увеличению минимальных и уменьшению максимальных скоростей полета, а также к понижению $H_{\text{ст}}$ и $H_{\text{дин}}$ при прочих равных условиях.

Режим работы двигателей влияет на диапазон скоростей и высот полета через изменение N_p . Уменьшение N_p или оборотов НВ, как правило, ведет к сокращению диапазона H и V (рис. 9.10, в). На висении и вертикальных режимах это может привести к сокращению запаса путевого управления, возможно и попадание вертолета в самопроизвольный разворот (гл. 11).

На максимальных скоростях полета уменьшение оборотов НВ ведет к уменьшению V_{max} , возможно более раннее проявление поведения вертолета при выходе на ограничения по срыву. Поэтому уменьшение оборотов НВ при полете на V_{min} и V_{max} нежелательно.

В целом перечисленные факторы значительно изменяют диапазон скоростей и высот полета, и их необходимо учитывать в интересах обеспечения безопасности полетов. Полеты на скоростях и высотах, ограничивающих диапазон, считаются полетами на критических режимах и в летной практике запрещены, так как летчик при этом не располагает достаточными запасами мощно-

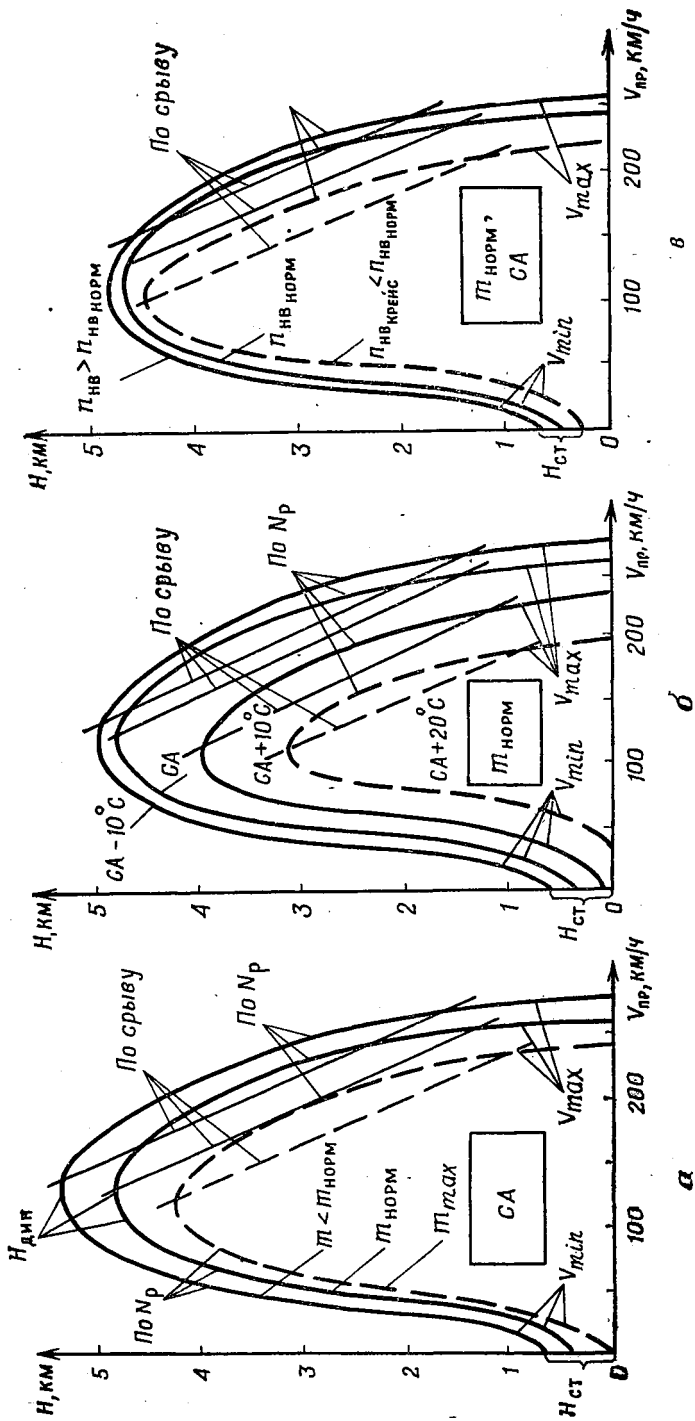


Рис. 9.10. Изменение диапазона скоростей и высот полета от различных эксплуатационных факторов:
а — при изменении массы вертолета (m); **б** — при изменении температуры ($t_{нв}$); **в** — при изменении оборотов НВ ($n_{нв}$)

сти СУ и управления. Поэтому в Инструкции экипажу для каждого типа вертолета указывается так называемый эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета (рис. 9.9), обоснование которого дается в гл. 18.

§ 9.4. ПЕРВЫЙ (I) И ВТОРОЙ (II) РЕЖИМЫ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В связи с различием протекания кривых потребных и располагаемых мощностей в зависимости от скорости установившийся горизонтальный полет в аэродинамике принято разделять на I и II режимы. Разделение режимов для любых летательных аппаратов было осуществлено еще при Н. Е. Жуковском. Необходимость такого разделения установившихся режимов связана с целым рядом важных отличий в технике пилотирования, которые необходимо учитывать летчику.

Из графика изменения потребной, подводимой и располагаемой мощностей (рис. 9.6) видно, что при подведении к НВ одной и той же мощности $N_{\text{подв}}$ ($\varphi_{\text{Ош}} = \text{const}$) установившийся горизонтальный полет может выполняться как на V_I , так и на V_{II} , соответствующих точкам пересечения $N_{г.п}$ и $N_{\text{подв}}$ — A и B .

На скорости V_I (I режим) в точке A равновесие продольных сил устойчиво, так как при случайном изменении скорости от заданной происходит такое взаимное изменение движущей (пульсивной) силы T_x и вредного сопротивления $X_{вр}$, что вертолет без изменения положения рычага общего шага НВ восстанавливает исходную скорость полета. При этом летчик балансирует вертолет по тангажу ручкой управления, сохраняет горизонтальность траектории ($V_y = 0$). Например, при встречном порыве ветра скорость по прибору ($V_{пр}$) увеличится, а через короткий промежуток времени восстановится до прежней величины. По кривым потребной и подводимой мощностей видно, что появляющийся при случайном увеличении скорости недостаток мощности ($N_{г.п} > N_{\text{подв}}$) способствует торможению и восстановлению скорости до исходной.

При полете на скорости V_{II} (точка B) этого явления уже не наблюдается. Здесь при случайном изменении скорости полета вертолет под действием изменившегося соотношения продольных сил T_x и $X_{вр}$ будет уходить от исходной скорости полета (при условии, что общий шаг НВ остается постоянным и летчик ручкой управления строго выдерживает горизонтальность траектории ($V_y = 0$)). При случайном увеличении скорости $V_{пр}$ вертолет и далее будет разгоняться, пока не выйдет на V_I I режима (точка A). По кривым $N_{г.п}$ и $N_{\text{подв}}$ видно, что с увеличением V при $\varphi_{\text{Ош}} = \text{const}$ появляется избыток мощности, который в дальнейшем расходуется на разгон вплоть до выхода на V_I . При случайном уменьшении скорости в точке B начавшееся торможение при попытке сохранения горизонтальности траектории за счет увеличения угла тан-

РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

К режимам вертикального полета вертолета относятся висение, вертикальный подъем, вертикальное снижение. На перечисленных режимах НВ работает в условиях осевого обтекания или близкого к нему.

Режимом висения называется такой полет вертолета, при котором скорость перемещения относительно земли равна нулю. Фактически висение при отсутствии ветра (в штиль) является частным случаем как вертикального ($V_y=0$), так и горизонтального ($V_{пр}=0$) полета вертолета. Висение против ветра является, по существу, горизонтальным полетом с воздушной скоростью, равной по величине скорости ветра ($V_{пр}=U$). При выполнении висения с боковым или попутным ветром НВ также работает в условиях косоуго обтекания.

Режимом вертикального подъема называется полет вертолета по вертикали с набором высоты. При этом несущий винт работает в пропеллерном режиме осевого обтекания.

Режимом вертикального снижения называется полет вертолета по вертикали со снижением. НВ в этом случае в зависимости от величины вертикальной скорости может работать в режимах моторного снижения, вихревого кольца и вертикальной авторотации (гл. 3). При наличии ветра несущий винт на вертикальных режимах полета работает в условиях косоуго обтекания, обычно при малых значениях μ . Перечисленные режимы вертикального полета широко применяются в процессе выполнения взлета, посадки, при подъеме груза с земли на внешней подвеске и во многих других случаях.

§ 11.1. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Уравнения сил и моментов, обеспечивающих неподвижность висения и прямолинейность вертикального полета, можно получить из общих уравнений движения (§ 7.3 гл. 7). Для выполнения установившегося движения по вертикали в штиль необходимо, чтобы летчик, сбалансировав вертолет рычагами управления, выполнил условия равновесия сил и моментов (рис. 11.1):

$$\sum F_{x_0} = T_x = 0 \text{ (условие } V_x = \text{const} = 0); \quad (11.1)$$

$$\sum F_{y_0} = T_y - Y_b - G = 0 \text{ (условие } V_y = \text{const}); \quad (11.2)$$

$$\sum F_{z_0} = T_z - T_{p.v} = 0 \text{ (условие } V_z = \text{const} = 0); \quad (11.3)$$

$$\sum M_{x_i} = \sum M_{y_i} = \sum M_{z_i} = 0 \quad (\text{условия } \gamma = \text{const}; \psi = \text{const}; \vartheta = \text{const}). \quad (11.4)$$

Для одновинтовых вертолетов на этих режимах характерен небольшой балансировочный правый крен (2—3°) по валу НВ (§ 8.3). В зависимости от значений продольной и поперечной

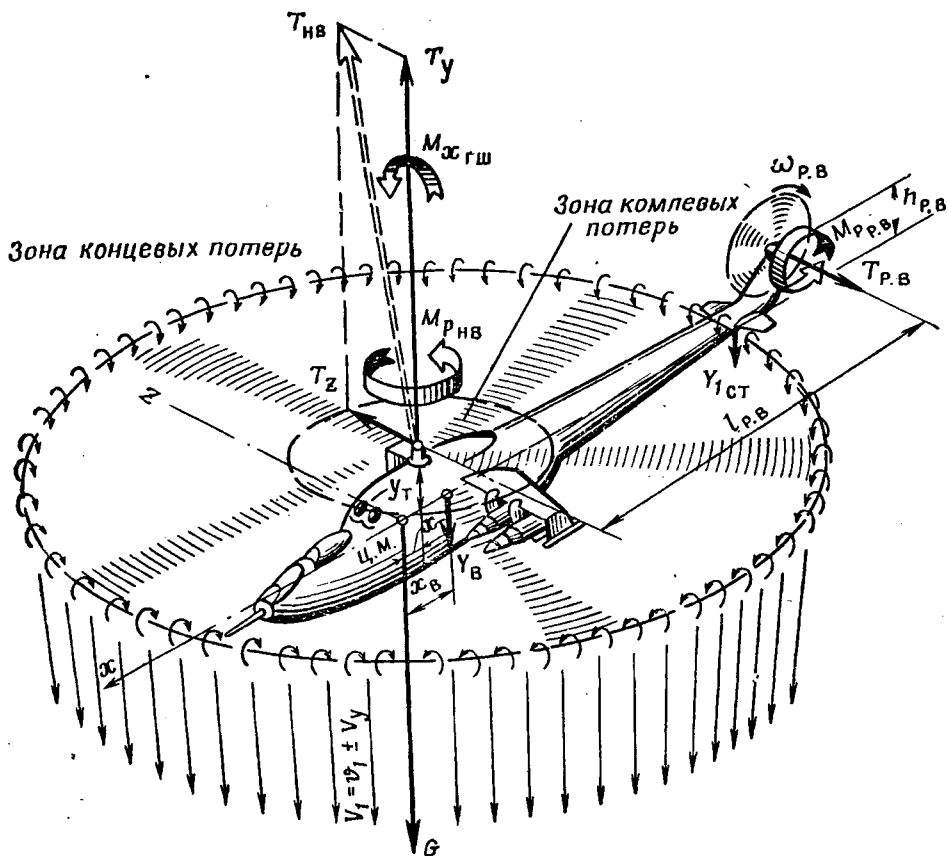


Рис. 11.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при вертикальных режимах

центровок и высоты килевой балки возможно как увеличение правого крена, так и его уменьшение. Конус НВ всегда наклонен вправо за счет отклонения ручки управления вправо, с тем чтобы создать силу T_z .

Установившийся полет возможен при условии равенства силы T_{HB} потребной ее величине:

$$T_{HB} = \sqrt{T_y^2 + T_x^2} = \sqrt{(G + Y_B)^2 + T_{P.B.}^2}, \quad (11.5)$$

где G — сила тяжести вертолета; $Y_v (X_{в.о})$ — вредное сопротивление вертолета при вертикальной обдувке, особенно заметное при наличии крыла на тех вертолетах, где оно установлено.

На висении, вертикальном подъеме и снижении потребную величину $T_{НВ}$ рассчитывают по формуле (11.5), где изменяются величины $X_{в.о}$ и $T_{р.в}$. Их изменение при $V_y \leq 2 \div 3$ м/с невелики, поэтому потребная величина силы тяги на любом установившемся вертикальном режиме будет величиной практически одинаковой, примерно равной силе $T_{НВ}$ на висении с заданной массой вертолета.

Однако для создания вертикальной скорости набора высоты необходим избыток тяги, который позволит развить вертикальное ускорение, для чего летчик увеличивает общий шаг НВ. На переходных режимах $T_{НВ} > T_{вис}$ при вертикальном подъеме и $T_{НВ} < T_{вис}$ при вертикальном снижении.

В дальнейшем при фиксированном положении общего шага НВ с увеличением V_y при подъеме уменьшаются углы атаки элементов лопастей НВ и тяга уменьшается до величины, примерно равной для висения. При этом вертикальная скорость стабилизируется и режим становится установившимся. Примерно аналогичная картина наблюдается и при вертикальном снижении. В этом случае (с висения) сначала летчик уменьшает общий шаг НВ и, следовательно, $T_{НВ}$, но по мере увеличения вертикальной скорости углы атаки элементов лопастей НВ увеличиваются и тяга НВ восстанавливается до прежней величины. Однако так происходит только при моторном снижении с небольшими вертикальными скоростями при условии сохранения оборотов (частоты вращения) НВ постоянными (V_y до 2—3 м/с).

Из формулы (11.5) видно, что потребная тяга зависит от величины силы тяжести вертолета. Увеличение полетной массы вертолета, а значит, и силы тяжести G ведет к увеличению потребной тяги на всех режимах.

Располагаемая тяга НВ T_p может быть получена расчетным путем по формуле Н. Е. Жуковского (5.11) или по известной для НВ поляре $C_T = f(m_{кр})$. В последнем случае C_T определяется для максимального значения $m_{кр}$, соответствующего взлетной мощности двигателей.

§ 11.2. ВИСЕНИЕ

11.2.1. Потребные тяга и мощность для висения

Анализ формулы (11.5) показывает, что потребная тяга НВ зависит от величины силы тяжести вертолета и тяги РВ (подъемной силой крыла и вредным сопротивлением фюзеляжа пренебрегаем). Задача расчета силы $T_{вис}$ и потребной мощности $N_{вис}$ решается

следующим образом. В первом приближении считается, что $T_{\text{вис}} \approx G$, и определяется коэффициентом тяги C_T :

$$C_T = \frac{G}{F_p \frac{(\omega R)^2}{2}}. \quad (11.6)$$

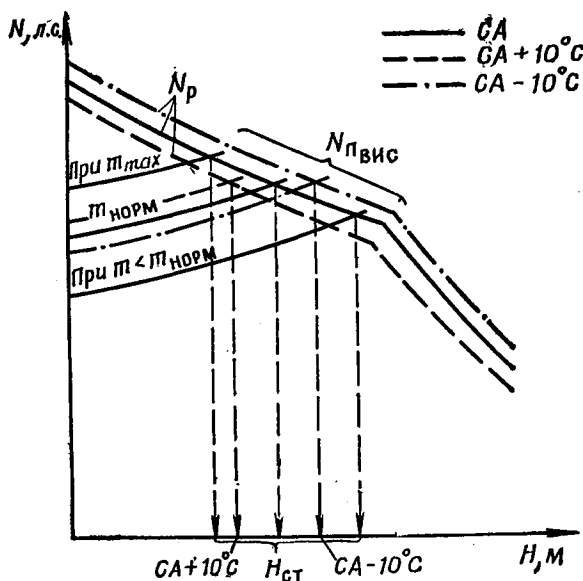


Рис. 11.2. Зависимость потребной и располагаемой мощностей от высоты висения, полетной массы вертолета (m) и температуры наружного воздуха

Используя значение C_T , по поляре НВ (рис. 3.18) определяется $m_{\text{кр}}$. Далее рассчитывается потребный крутящий момент по формуле

$$M_{\text{кр}} = m_{\text{кр}} F_p \frac{(\omega R)^2}{2} R.$$

Из равенства крутящего $M_{\text{кр}}$ и реактивного $M_{\text{рНВ}}$ моментов НВ рассчитывается потребная величина тяги РВ:

$$T_{\text{р. в}} = \frac{M_{\text{рНВ}}}{l_{\text{р. в}}}.$$

Теперь, когда известно значение $T_{\text{р. в}}$, можно более точно определить $T_{\text{вис}}$ в соответствии с формулой (11.5) и коэффициент тяги C_T , затем по поляре уточняются $m_{\text{кр}}$, $\varphi_{\text{ОШ}}$ и обороты (частота вращения) НВ. Далее можно уточнить $M_{\text{рНВ}}$ и рассчитать мощность, потребную для висения:

$$N_{\text{вис}} = m_{\text{кр}} F_p \frac{(\omega R)^3}{150}. \quad (11.7)$$

ПЛАНИРОВАНИЕ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

§ 13.1. ФИЗИЧЕСКАЯ СУЩНОСТЬ И УСЛОВИЯ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Несущие винты современных вертолетов обладают замечательным свойством переходить на режим самовращения при выключении двигателей, развивая при этом достаточно большую тягу.

Поддержание оборотов НВ и создание его тяги в безмоторном полете происходит за счет расхода потенциальной энергии вертолета при уменьшении высоты полета. Это свойство НВ позволяет летчику на вертолете продолжать полет со снижением по наклонной траектории, выбрать площадку и произвести посадку.

В отличие от большинства режимов моторного полета НВ на режиме самовращения работает при положительных углах атаки ($A > 0$), т. е. поток набегает на НВ снизу. Физической основой свойства самовращения НВ является образование на элементах лопастей подсосывающей силы, благодаря которой возможен наклон результирующей аэродинамической силы \vec{R}_s вперед так, что ее составляющая X_1 направлена к носу профиля (подпараграф 2.5.3). Это обеспечивает принципиальную возможность появления на элементе лопасти силы $R_{xПВ}$ (проекция \vec{R}_s на плоскость вращения), совпадающей с окружной скоростью, как это показано на рис. 13.1, где для простоты рассмотрен случай вертикального снижения НВ на режиме самовращения ($V_y < 0$).

Наклон силы R_s к плоскости вращения зависит от величины углов установки φ_s , атаки α_s и угла качества Θ_k , точнее, от соотношения шага φ_s и разности $\alpha_s - \Theta_k$. Если $\varphi_s < \alpha_s - \Theta_k$ (как на рис. 13.1), то сила $R_{xПВ}$ направлена по вращению и стремится ускорить его, т. е. получаются условия ускоренного самовращения. При $\varphi_s = \alpha_s - \Theta_k$ сила \vec{R}_s направлена перпендикулярно плоскости вращения, т. е. $R_{xПВ} = 0$, что является условием установившегося самовращения. Если же $\varphi_s > \alpha_s - \Theta_k$, то сила $R_{xПВ}$ направлена против вращения, стремится замедлить его, что дает условие замедленного самовращения.

Такой качественный анализ явления указывает на то, что для выполнения самовращения шаг НВ не должен быть велик, а про-

филь лопастей должен обладать возможно более высоким аэродинамическим качеством (малыми углами Θ_k). Аэродинамические характеристики профилей дают возможность для каждого значения найти угол качества Θ_k и построить зависимость $(\alpha_s - \Theta_k) =$

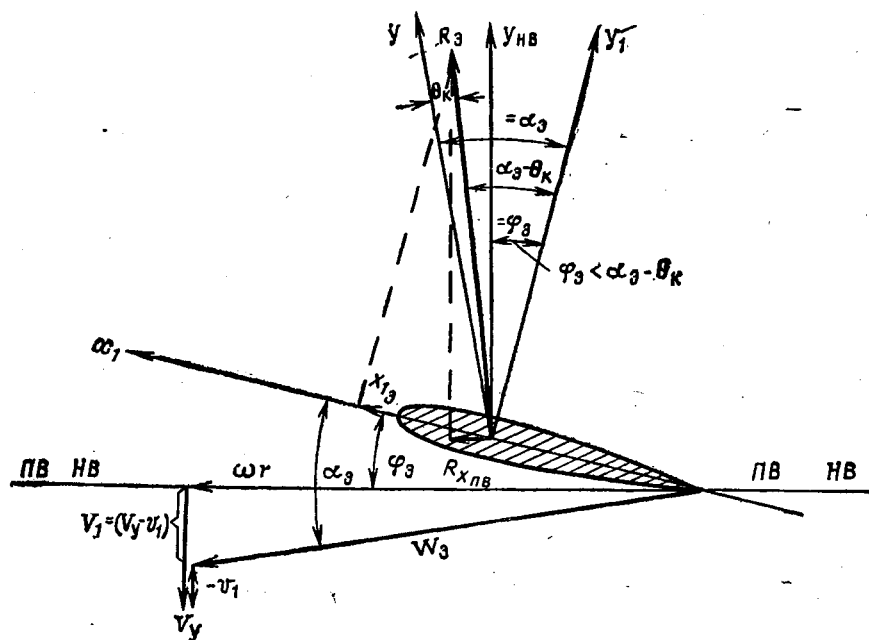


Рис. 13.1. Принцип образования ускоряющей силы $R_{xПВ}$ на элементе лопасти при вертикальном снижении на РСНВ

$=f(\alpha_s)$, показанную на рис. 13.2 применительно к профилю NASA-23012. Эту зависимость называют графиком запаса самовращения, поскольку она показывает для каждого значения угла атаки запас по шагу, в пределах которого возможно самовращение элемента.

Действительно, если элемент имеет некоторый угол атаки α_1 , его установившееся самовращение будет при шаге $\varphi_s = \varphi_{уст}$, а при большем шаге φ_2 оно будет замедленным, так как $\varphi_2 > (\alpha_1 - \Theta_k)$ при $\alpha_s = \alpha_1$. При шаге $\varphi_3 < \varphi_{уст}$ элемент находится в условиях ускоренного самовращения.

Рис. 13.2 показывает, что максимальный шаг φ_{max} , при котором возможно самовращение элемента лопасти, составляет примерно $11-12^\circ$. Однако в действительности значение φ_{max} существенно меньше, так как аэродинамическое качество большинства элементов лопасти значительно ниже (а угол Θ_k больше), чем у профиля, вследствие наличия индуктивного сопротивления.

Если в характерном сечении лопасти шаг $\varphi = \varphi_{уст}$, то за счет кривки углы установки элементов лопасти на $r > r_7$ будут меньше, а на $r < r_7$ больше. Углы атаки элементов лопасти на режиме самовращения уменьшаются к концу лопасти. Поэтому условия самовращения различных элементов лопастей характеризуются

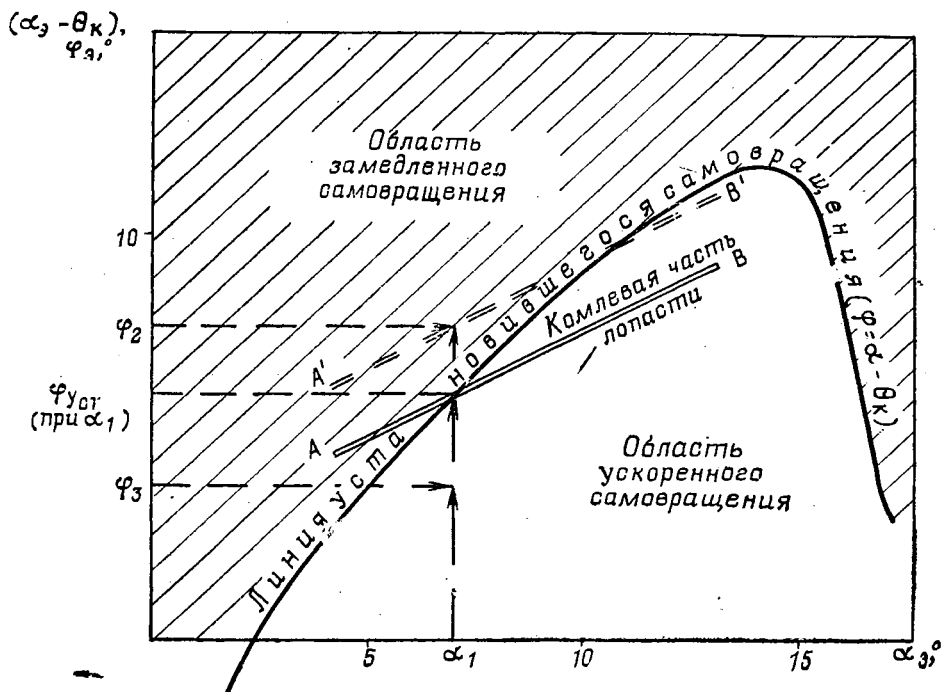


Рис. 13.2. График запаса самовращения (профиль NACA-23012, $M=0,4$)

линией AB на рис. 13.2. Это значит, что часть лопасти, расположенная ближе к комлю, находится в условиях ускоренного самовращения, а концевая часть лопасти — в условиях замедленного.

При увеличении шага большая часть лопасти попадает в условия замедленного самовращения (линия $A'B'$ при $\varphi_7 = \varphi_2$), при уменьшении шага, наоборот, расширяется на лопасти зона с условиями ускоренного самовращения. При этом обороты увеличиваются, углы атаки элементов лопасти уменьшаются и условия самовращения на лопасти перераспределяются так, что ускоряющий момент от зоны ускоренного самовращения становится равным замедляющему от зоны замедленного самовращения. Рост оборотов прекращается, лопасть и НВ в целом приходят в состояние установившегося устойчивого самовращения. Следовательно, изменяя шаг НВ, летчик может регулировать его частоту вращения (обороты).

При планировании вертолета на режиме самовращения несущего винта (РСНВ) по наклонной траектории, когда НВ работает в режиме косо́го обтекания, условия самовращения элементов и распределение зон ускоренного и замедленного самовращения на лопастях существенно изменяются в зависимости от азимута. При этом влияет изменение по азимуту углов атаки элементов как вследствие изменения их воздушных скоростей обтекания и махового движения лопастей, так и за счет изменения углов атаки НВ (а также изменения углов установки из-за работы регулятора взмаха и автомата перекоса). Следовательно, при планировании на РСНВ летчик может перераспределять размеры зон ускоренного и замедленного самовращения на лопастях и тем самым изменять обороты НВ, не только управляя рычагом общего шага (изменяя $\varphi_{0ш}$), но и изменяя угол атаки НВ с помощью ручки управления. Принципиальная сторона явления самовращения НВ остается неизменной и в этом случае: образуются вращающие моменты на наступающих и отступающих лопастях от сил $R_{хПВ}$ в зонах ускоренного и замедленного самовращения.

При планировании вертолета на РСНВ вращающийся несущий винт должен также обеспечивать вращение рулевого винта и различных агрегатов, преодолевая при этом силы трения в трансмиссии, т. е. развивать необходимые крутящие моменты $M_{р. в}$, $M_{агр}$ и $M_{тр}$. Таким образом, вращающий момент от сил $R_{хПВ}$ в зонах ускоренного самовращения на лопастях должен быть несколько больше, чем от сил в зонах замедленного, и с несущего винта должен сниматься суммарный крутящий момент $M_{НВ}$:

$$M_{НВ} = M_{р. в} + M_{агр} + M_{тр}.$$

Момент $M_{НВ}$ передается через вал винта на фюзеляж вертолета и стремится повернуть его в сторону вращения несущего винта. Следовательно, по сравнению с моторным полетом на РСНВ изменяется знак путевого момента от несущего винта. В связи с отсутствием передачи мощности (и крутящего момента) от силовой установки исчезает реактивный момент НВ ($M_{рНВ} = 0$), но появляется момент $M_{НВ}$, требующий для своего уравнивания изменения направления тяги рулевого винта.

§ 13.2. ПЕРЕХОД ВЕРТОЛЕТА К ПОЛЕТУ НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НВ

При внезапном выключении двигателей основная задача, стоящая перед летчиком, заключается в том, чтобы немедленно перевести винт на режим самовращения без существенной потери оборотов и высоты полета в процессе перевода. Это особенно важно, если отказ двигателей происходит на малых высотах полета, когда время от момента выключения двигателей до момента вынужденного приземления исчисляется в секундах.

ОСОБЕННОСТИ БАЛАНСИРОВКИ И УСТОЙЧИВОСТИ ВЕРТОЛЕТОВ СООСНОЙ СХЕМЫ

Основы динамики полета вертолетов, изложенные в гл. 7—13, относятся к любым схемам вертолетов и при конкретном их использовании позволяют выявить особенности каждой схемы, в том числе и соосной. Эти особенности вытекают из свойств ее аэродинамической компоновки, и прежде всего аэродинамических характеристик соосных НВ.

§ 14.1. БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТОВ СООСНОЙ СХЕМЫ

У вертолетов соосной схемы характерной плоскостью для отсчета центровки считают конструктивную плоскость вращения нижнего винта. Поперечная центровка, характеризующая поперечное смещение центра масс, практически близка к нулю. Вертикальная центровка обычно в практике не нормируется. Продольная центровка нормируется. Для вертолета с соосными винтами указывается диапазон допустимых продольных центровок (как и для одновинтового вертолета).

Продольная балансировка производится продольными перемещениями ручки управления (от себя, на себя), за счет которых с помощью автоматов перекоса верхнего и нижнего винтов изменяются направления аэродинамических сил винтов, а следовательно, и момент M_x от сил $T_{НВ}$ винтов.

Поперечная балансировка осуществляется отклонением ручки управления вправо и влево, в соответствии с которым через автоматы перекосов изменяются направления аэродинамических сил и моментов M_{x_1} , а также винтов в поперечном отношении.

Путевая балансировка производится отклонением педалей, дифференциально изменяющих шаг винтов (уменьшающих шаг одного и увеличивающих шаг другого). При этом возникает момент M_y , за счет разности реактивных моментов верхнего и нижнего винтов. Одновременно отклоняются рули направления, увеличивающие управляющий момент рыскания при наличии поступательной скорости.

Указанными перемещениями органов управления не только обеспечивается балансировка, но и создаются управляющие моменты и составляющие аэродинамических сил для изменения углов и траектории полета.

Продольная балансировка соосного вертолета принципиально не отличается от балансировки вертолета одновинтовой схемы. С увеличением скорости полета необходимо увеличивать наклон аэродинамической силы винтов вперед, что достигается отклонением ручки от себя. Возрастание скорости приводит к увеличению силы сопротивления планера вертолета и к изменению про-

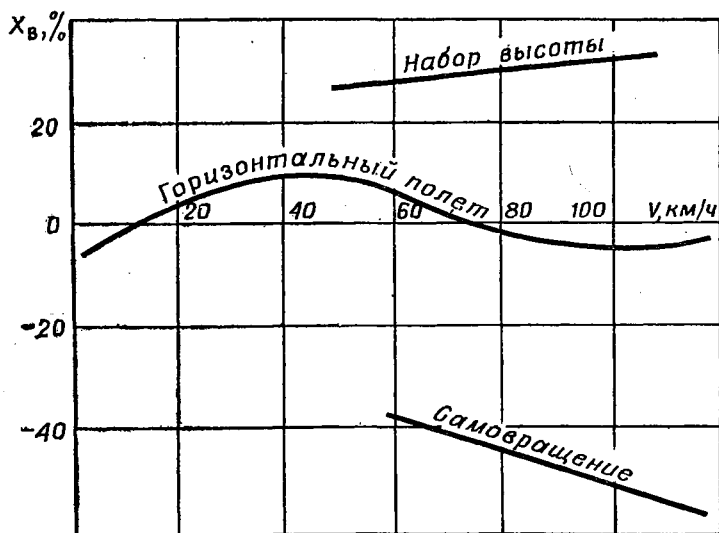


Рис. 14.1. Балансировочные кривые вертолета соосной схемы (продольное управление)

дольного момента от аэродинамических сил. Типовая балансировочная диаграмма вертолета соосной схемы представлена на рис. 14.1. Характер балансировочной диаграммы зависит от центровки и конфигурации планера (наличие внешних подвесок различной формы), а также режима полета. В горизонтальном полете балансировочная диаграмма имеет положительный наклон до скоростей порядка 50 км/ч. При дальнейшем увеличении скорости наклон диаграмм становится отрицательным, а после увеличения скорости свыше 100 км/ч положительный наклон восстанавливается. «Ложка» балансировочной диаграммы связана с изменением продольного момента, обусловленным влиянием несущих винтов на фюзеляж и горизонтальное оперение, как это описано для одновинтового вертолета в § 8.2. Рост скорости полета свыше 50 км/ч приводит к уменьшению индуктивной скорости в области оперения, что сопровождается падением кабрирующего момента стабилизатора по скорости до $V \approx 80 \div 90$ км/ч.

Боковая балансировка имеет особенности, связанные с различной высотой втулок верхнего и нижнего винтов относительно ц. м. В горизонтальном полете винты работают в условиях косо́й об-

дувки, вызывающей боковые завалы конусов вращения в разные стороны. На малых скоростях ($\mu < 0,15$) конусы вращения НВ отечественных соосных вертолетов заваливаются в сторону наступающих лопастей, а при скоростях, соответствующих $\mu > 0,15$, — в сторону отступающих (рис. 14.2). В результате при

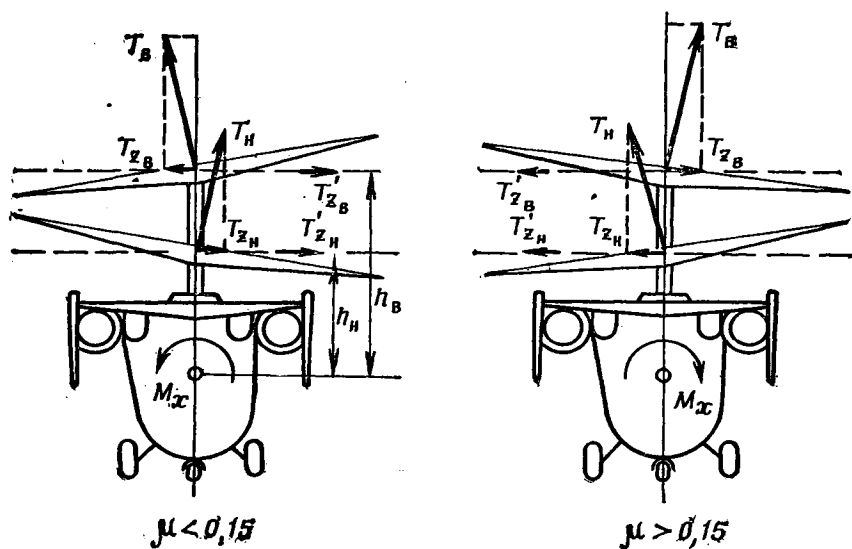


Рис. 14.2. Боковые завалы конусов НВ (вид сзади)

$\mu < 0,15$ за счет сил T_{z_B} и T_{z_H} на вертолет будет действовать момент $M_{x_1} = T_{z_B} h_B - T_{z_H} h_H$, кренящий вертолет влево. Для балансировки его необходимо отклонение ручки управления вправо, при котором верхний и нижний винты наклоняются тоже вправо, создавая силы T'_{z_B} и T'_{z_H} . Условие балансировки моментов относительно оси Ox : $M_{x_1} = (T_{z_B} - T'_{z_B}) h_B - (T_{z_H} + T'_{z_H}) h_H = 0$. При этом суммарная сила T_{z_c} будет направлена вправо. Уравновешивание силы T_{z_c} осуществляется за счет составляющей силы тяжести (§ 8.3) путем создания крена в левую по полету сторону. Поскольку силы T_{z_c} и $G \sin \gamma$ разнесены по оси Ox_1 , при этом возникает момент $M_{y_1} = T_{z_c} x_T$, стремящийся развернуть вертолет влево (если $x_T > 0$), создавая правое скольжение, для устранения которого требуется отклонение правой педали.

При $\mu > 0,15$ для балансировки моментов M_{x_1} , M_{y_1} и боковой силы T_{z_c} требуются уже противоположные отклонения рычагов управления (ручка отклоняется влево, педаль необходимо отклонить левую, а крен создается правый).

Путевое управление соосными вертолетами также имеет особенности. Из-за различия в условиях работы винтов (гл. 6) потребляемая мощность и реактивный момент нижнего винта уменьшены по сравнению с верхним. Вследствие разности реактивных моментов вертолет будет стремиться развернуться в сторону, противоположную вращению верхнего винта. Конструктивное увеличение шага нижнего винта на $1,5-2^\circ$ по сравнению с шагом верхнего не позволяет уравнивать аэродинамические характеристики, в том числе и реактивные моменты на всех режимах. На вертикальных режимах, как правило, существует разность реактивных моментов, требующая для путевой балансировки отклонения педали, величина которого возрастает при увеличении потребляемой мощности.

Более существенно эти особенности проявляются на режиме самовращения НВ, когда нижний винт первым встречает набегающий поток. За счет индуктивной скорости нижнего винта углы атаки элементов верхнего меньше, нежели у нижнего. Момент нижнего винта способствует ускорению оборотов, а верхний, имея меньший вращающий момент, создает торможение. Постоянство оборотов несущей системы винтов устанавливается (при наличии общей трансмиссии) в соответствии с условием равенства суммарного момента нулю. Избыток вращающего момента нижнего винта расходуется на преодоление тормозящего момента верхнего винта.

Отклонение педалей практически не приводит к изменению оборотов несущей системы, так как при уменьшении шага верхнего винта и увеличении шага нижнего (отклонение правой педали) ускоряющее действие нижнего винта уменьшается, но тормозящий момент верхнего винта также уменьшается, что и способствует сохранению оборотов.

Особенностью путевого управления на режиме самовращения является резкое снижение его эффективности, так как при дифференциальном изменении шага при отклонении педалей разность моментов винтов практически близка к нулю. Так, по сравнению с моторным полетом на режиме набора высоты эффективность путевого управления снижается примерно в 10—15 раз. Для обеспечения приемлемой путевой управляемости вертолеты соосной схемой снабжаются рулями направления, отклонение которых производится также педалями. Эффективность рулей направления увеличивается с ростом скорости. Практически путевая балансировка на режиме самовращения обеспечивается отклонением педалей на 20—30% их полного хода.

Переход на режим самовращения осуществляется следующим образом: при отказе двигателей число оборотов уменьшается, а вертикальная скорость снижения увеличивается. Поэтому, чтобы число оборотов не упало ниже 70—75% в течение 4—5 с, необходимо уменьшить общий шаг винтов. Увеличение вертикальной скорости снижения приводит к росту углов атаки фюзеляжа и возникновению пикирующего момента планера вертолета.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жуковский Н. Е. Теоретические основы воздухоплавания. Собр. соч., т. 6, ГИТТЛ, 1950.
2. Жуковский Н. Е. Вихревая теория гребного винта. Собр. соч., т. 6, М., ГИТТЛ, 1949.
3. Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М., Оборонгиз, 1956.
4. Алаян О. М., Ромасевич В. Ф., Совгиренко В. С. Аэродинамика и динамика полета вертолета. М., Воениздат, 1973.
5. Баскин В. Э. и др. Теория несущего винта. М., Машиностроение, 1973.
6. Белоцерковский С. М., Васин В. А., Локтев Б. Е. К математическому нелинейному моделированию нестационарного обтекания несущего винта. Доклады Академии наук СССР, 1978, т. 240, № 6.
7. Белоцерковский С. М., Васин В. А., Локтев Б. Е. Изучение некоторых особенностей работы несущего винта численным экспериментом. Доклады Академии наук СССР, 1979, т. 244, № 2.
8. Браверман А. С., Перлштейн Д. М., Лаписова С. В. Балансировка одновинтового вертолета. М., Машиностроение, 1975.
9. Вильдгрубе Л. С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М., Машиностроение, 1977.
10. Вотяков В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов. М., ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972.
11. Володко А. М. Вертолет в вихревом следе. — «Авиация и космонавтика», 1976, № 7.
12. Головкин В. А., Калявкин В. М. О некоторых особенностях нестационарного обтекания и аэродинамического нагружения лопасти тяжелонагруженного несущего винта. Труды ЦАГИ им. проф. Н. Е. Жуковского, вып. 1685, 1975.
13. Дмитриев И. С., Есаулов С. Ю. Системы управления одновинтовых вертолетов. М., Машиностроение, 1969.
14. Есаулов С. Ю., Бахов О. П., Дмитриев И. С. Вертолет как объект управления. М., Машиностроение, 1977.
15. Загордан А. М. Элементарная теория вертолета, М., Воениздат, 1960.
16. Кеба И. В. Летная эксплуатация вертолетных газотурбинных двигателей. М., Транспорт, 1976.
17. Лалетин К. Н. Практическая аэродинамика вертолета Ка-26 М., Транспорт, 1974.
18. Ларин А. Вихревой след за вертолетом. — «Авиация и космонавтика», 1973, № 3 и 4.
19. Мартынов А. К. Экспериментальная аэродинамика. М., Машиностроение, 1972.
20. Масленников М. М., Бехли Ю. Г., Шальман Ю. Л. Газотурбинные двигатели для вертолетов. М., Машиностроение, 1969.
21. Миль М. Л. и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Кн. 1 М., Машиностроение, 1966.
22. Особенности аэродинамики вертолета Ми-24. М., ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1975.

23. Петров С. В. Вертолет в режиме вихревого кольца. — «Техника воздушного флота» 1974, № 8.
24. Петров С. В. Вертолет на посадке. — «Авиация и космонавтика», 1974, № 5.
25. Пэйн П. Р. Динамика и аэродинамика вертолета (пер. с англ.). М., Оборонгиз, 1963.
26. Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А. Практическая аэродинамика вертолетов. М., Воениздат, 1980.
27. Самойлов Г. А. Самопроизвольное снижение вертолета. — «Авиация и космонавтика», 1973, № 9.
28. Самойлов Г. А. Разворот вертолета на висении — «Авиация и космонавтика», 1974, № 10.
29. Самойлов Г. А. Маневрирование на вертолете — «Авиация и космонавтика», 1975, № 9 и 10.
30. Самойлов Г. А. Накренение вертолета при выруливании и взлете — «Авиация и космонавтика», 1976, № 5.
31. Тарасенков А. М. и др. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов, ч. 1 и 2. М., ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1973.
32. Тищенко М. Н., Некрасов А. В., Радин А. С. Вертолеты. М., Машиностроение, 1976.
33. Яцунович М. С. Практическая аэродинамика вертолета Ми-6. М., Транспорт, 1969.
34. Яцунович М. С. Аэродинамика вертолета Ми-8. М., Транспорт, 1967.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Стр.</i>
Введение	3
РАЗДЕЛ I. АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТОВ	
Глава 1. Основные законы движения воздуха	5
§ 1.1. Характеристики воздушного потока	—
1.1.1. Общие сведения об окружающем воздухе	—
1.1.2. Давление воздуха	—
1.1.3. Плотность воздуха, гипотеза сплошности	8
1.1.4. Уравнение состояния	9
1.1.5. Строение атмосферы, стандартная атмосфера	—
1.1.6. Вязкость воздуха	10
1.1.7. Сжимаемость и упругость воздуха	12
1.1.8. Звук и скорость звука в воздухе	13
1.1.9. Воздушный поток, принцип обращения движения	15
§ 1.2. Закон сохранения энергии для воздушного потока (уравнение Бернулли)	19
1.2.1. Уравнение Бернулли без учета и с учетом сжимаемости воздуха	—
1.2.2. Связь между изменениями давления, плотности и скорости воздушного потока. Число М	21
1.2.3. Зависимость параметров состояния воздуха от скорости движения	23
§ 1.3. Уравнение постоянства массового расхода (уравнение неразрывности). Связь между площадью поперечного сечения и скоростью в струе	24
§ 1.4. Скачки уплотнения	27
1.4.1. Распространение слабых (звуковых) возмущений при движении их источника	—
1.4.2. Ударные волны (скачки уплотнения) и их распространение	29
1.4.3. Изменение параметров воздуха на скачке	32
1.4.4. Условия образования скачков уплотнения	33
§ 1.5. Распределение давления по поверхности движущихся (обтекаемых воздухом) тел	35
1.5.1. Физическая сущность и причины неравномерности распределения давления	—
1.5.2. Коэффициент давления	37
1.5.3. Способы изображения распределения давления	38
1.5.4. Распределение давления при закритических и сверхзвуковых скоростях	40
§ 1.6. Пограничный слой	42
1.6.1. Основные понятия и структура	—
1.6.2. Число Рейнольдса	45
1.6.3. Силы трения в пограничном слое	46

Глава 2. Аэродинамические силы и их коэффициенты	50
§ 2.1. Силовое взаимодействие движущихся тел с воздухом	—
2.1.1. Образование результирующей аэродинамической силы	—
2.1.2. Основные координатные оси	52
2.1.3. Составляющие результирующей аэродинамической силы	54
2.1.4. Коэффициенты аэродинамических сил	56
2.1.5. Назначение и формы несущих поверхностей	57
§ 2.2. Подъемная сила	60
2.2.1. Физика образования	—
2.2.2. Расчетные формулы	61
2.2.3. Подъемная сила при малых M	62
§ 2.3. Сила лобового сопротивления	67
2.3.1. Физика образования	—
2.3.2. Расчетные формулы	70
2.3.3. Сила лобового сопротивления при малых M	75
§ 2.4. Влияние сжимаемости воздуха на аэродинамические силы и их коэффициенты	77
2.4.1. Сущность влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики	—
2.4.2. Зависимость коэффициентов C_y и C_x от числа M	78
§ 2.5. Поляра	81
2.5.1. Понятие «поляра» и характерные точки поляры	—
2.5.2. Влияние сжимаемости воздуха на поляру и аэродинамическое качество	84
2.5.3. Подсасывающая сила. Поляра второго рода	86
§ 2.6. Продольный момент, центр давления и аэродинамический фокус элемента лопасти	88
§ 2.7. Моделирование в аэродинамике и определение аэродинамических коэффициентов	93
2.7.1. Понятие о моделировании и условиях подобия явлений	—
2.7.2. Методы физического моделирования в аэродинамике	95
2.7.3. Аэродинамические трубы и их применение	96
Глава 3. Общая характеристика несущих винтов и их аэродинамика при осевом обтекании	99
§ 3.1. Основные данные и режимы работы несущих винтов	—
3.1.1. Общие сведения о воздушных винтах	—
3.1.2. Геометрические характеристики несущего винта	101
3.1.3. Кинематические характеристики и режимы работы несущего винта	105
3.1.4. Физическая сущность образования тяги несущего винта	110
§ 3.2. Определение тяги несущего винта по теории идеального винта	112
3.2.1. Тяга НВ при осевом обтекании	—
3.2.2. Тяга НВ при косом обтекании	114
§ 3.3. Понятие об аэродинамических характеристиках реальных несущих винтов	116
3.3.1. Тяга реального несущего винта	—
3.3.2. Момент сопротивления вращению НВ и мощность, необходимая для НВ	120
§ 3.4. Определение аэродинамических характеристик несущего винта по теории элемента лопасти при осевом обтекании	121
3.4.1. Основные положения теории	—
3.4.2. Силы, действующие на элемент лопасти	123
3.4.3. Тяга и момент сопротивления вращению несущего винта	125
§ 3.5. Необходимость объединенного управления общим шагом НВ и мощностью силовой установки	129
§ 3.6. Коэффициент полезного действия несущего винта	133
§ 3.7. Основные режимы осевого обтекания	135

Глава 4. Аэродинамика несущего винта при косом обтекании	141
§ 4.1. Особенности работы несущего винта при косом обтекании	—
4.1.1. Воздушная скорость элемента лопасти в плоскости вращения	142
4.1.2. Зона обратного обтекания	144
§ 4.2. Теория элемента лопасти при косом обтекании несущего винта с жестким креплением лопастей	146
4.2.1. Общие положения теории	—
4.2.2. Тяга лопасти и несущего винта	149
4.2.3. Момент сопротивления вращению (потребный крутящий момент) несущего винта	152
4.2.4. Недостатки несущего винта с жестким креплением лопастей	153
§ 4.3. Аэродинамические характеристики несущего винта с горизонтальными шарнирами	155
4.3.1. Назначение горизонтальных шарниров	—
4.3.2. Маховое движение лопастей	157
4.3.3. Угол завала оси конуса вращения НВ, физический смысл коэффициентов махового движения	161
4.3.4. Влияние махового движения на тягу лопасти, физические причины завала оси конуса несущего винта	163
4.3.5. Регулятор взмаха лопасти	168
4.3.6. Результирующая (полная) аэродинамическая сила несущего винта	171
§ 4.4. Управление несущим винтом	173
4.4.1. Способы управления несущим винтом	—
4.4.2. Назначение и принцип действия автомата перекоса	174
§ 4.5. Влияние вертикальных шарниров на работу лопастей несущего винта	179
4.5.1. Необходимость применения вертикальных шарниров	—
4.5.2. Назначение вертикальных шарниров, работа лопасти с ВШ	181
Глава 5. Аэродинамические характеристики вертолетов одновинтовой схемы	184
§ 5.1. Аэродинамическая компоновка	—
5.1.1. Понятие «аэродинамическая компоновка»	—
5.1.2. Особенности аэродинамической компоновки вертолетов одновинтовой схемы с механическим приводом несущего винта	185
§ 5.2. Аэродинамические характеристики основных частей вертолета	187
5.2.1. Несущий и рулевой винты	—
5.2.2. Фюзеляж вертолета	189
5.2.3. Крыло на вертолете	191
5.2.4. Стабилизатор	193
5.2.5. Киль вертолета	194
§ 5.3. Грузоподъемность вертолета	195
5.3.1. Формула Н. Е. Жуковского	—
5.3.2. Влияние аэродинамической компоновки	196
5.3.3. Влияние воздушной подушки	197
5.3.4. Влияние косо́й обдувки	199
§ 5.4. Лобовое сопротивление вертолета	201
5.4.1. Методика расчета силы лобового сопротивления	—
5.4.2. Использование понятия «эквивалентная пластина»	202
§ 5.5. Характеристики силовых установок и мощность, располагаемая для несущего винта вертолета	—
5.5.1. Общие сведения о силовых установках вертолетов	—
5.5.2. Режимы работы двигателей	204
5.5.3. Основные эксплуатационные характеристики вертолетных ГТД	205
5.5.4. Мощность, располагаемая для несущего винта	210

Глава 6. Особенности аэродинамических характеристик вертолетов соосной схемы	214
§ 6.1. Общие сведения	—
§ 6.2. Аэродинамические силы соосных винтов при осевом обтекании	215
§ 6.3. Аэродинамические силы соосных винтов при косом обтекании	217
§ 6.4. Располагаемая тяга НВ и лобовое сопротивление вертолетов соосной схемы	218

РАЗДЕЛ II. ДИНАМИКА ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

Глава 7. Уравнения движения вертолета	219
§ 7.1. Основные системы координат, применяемые в динамике полета вертолета	—
7.1.1. Нормальная земная и подвижная земная системы координат	—
7.1.2. Связанная система координат	221
7.1.3. Скоростная и траекторная системы координат	223
7.1.4. Понятие «центровка вертолета»	224
§ 7.2. Силы и моменты сил, действующие на вертолет в полете	226
§ 7.3. Уравнения движения вертолета	229
7.3.1. Приложение общих законов механики к движению вертолета	—
7.3.2. Уравнения движения вертолета	230
§ 7.4. Перегрузка. Уравнения движения в перегрузках	234
7.4.1. Понятие «перегрузка»	—
7.4.2. Уравнения движения в перегрузках	235
7.4.3. Располагаемые и допустимые перегрузки	236
Глава 8. Равновесие, устойчивость и управляемость вертолета	238
§ 8.1. Понятие «равновесие вертолета»	—
8.1.1. Общие условия равновесия	—
8.1.2. Методика построения схем сил и моментов, действующих на вертолет	239
§ 8.2. Продольное равновесие	245
8.2.1. Условия продольного равновесия	—
8.2.2. Балансировочный угол	246
8.2.3. Балансировочные кривые	248
8.2.4. Влияние стабилизатора	249
8.2.5. Влияние продольной центровки	251
8.2.6. Правила загрузки вертолета	252
§ 8.3. Боковое равновесие	253
8.3.1. Условия бокового равновесия	—
8.3.2. Боковое равновесие вертолета без скольжения	255
8.3.3. Боковое равновесие вертолета при скольжении (без крена)	256
§ 8.4. Усилия на рычагах управления	259
8.4.1. Способы восприятия нагрузок в системах управления	—
8.4.2. Загрузочные механизмы и усилия на рычагах управления	261
8.4.3. Триммирование усилий на рычагах управления	263
§ 8.5. Устойчивость вертолета	264
8.5.1. Основные понятия	—
8.5.2. Демпфирование	268
8.5.3. Продольная статическая устойчивость вертолета	271
8.5.4. Устойчивость продольного движения вертолета	275
8.5.5. Боковая устойчивость вертолета	278
§ 8.6. Управляемость вертолета	282
8.6.1. Основные понятия	—
8.6.2. Показатели и особенности управляемости вертолетов	283
§ 8.7. Применение автоматических устройств в системах управления вертолетами	289

	Стр.
Глава 9. Горизонтальный полет вертолета	295
§ 9.1. Потребные тяга НВ и мощность для горизонтального полета . . .	—
§ 9.2. Кривые Н. Е. Жуковского и их изменение в зависимости от различных эксплуатационных факторов	301
§ 9.3. Диапазон скоростей и высот горизонтального полета	304
§ 9.4. Первый (I) и второй (II) режимы установившегося горизонтального полета	308
§ 9.5. Условия и особенности выполнения горизонтального полета . . .	310
Глава 10. Набор высоты и снижение вертолета по наклонной траектории	312
§ 10.1. Потребные тяга НВ и мощность для набора и снижения по наклонной траектории	—
§ 10.2. Условия и особенности выполнения набора высоты	315
§ 10.3. Условия и особенности выполнения снижения по наклонной траектории	318
Глава 11. Режимы вертикального полета вертолета	322
§ 11.1. Уравнения движения	—
§ 11.2. Висение	324
11.2.1. Потребные тяга и мощность для висения	—
11.2.2. Статический потолок вертолета	326
11.2.3. Номограммы для определения предельной полетной массы вертолета при взлете (посадке)	327
11.2.4. Условия и особенности выполнения висения	328
§ 11.3. Вертикальный подъем	334
11.3.1. Потребные тяга и мощность для вертикального подъема	—
11.3.2. Условия и особенности выполнения вертикального подъема	335
§ 11.4. Вертикальное снижение	—
11.4.1. Потребные тяга НВ и мощность для вертикального снижения	—
11.4.2. Условия и особенности выполнения вертикального снижения	337
Глава 12. Взлет и посадка вертолета	339
§ 12.1. Особенности движения вертолета по земле	—
§ 12.2. Взлет вертолета	343
12.2.1. Взлет по-вертолетному	344
12.2.2. Взлет по-самолетному	346
§ 12.3. Посадка вертолета	347
12.3.1. Посадка по-вертолетному	348
12.3.2. Посадка по-самолетному	351
Глава 13. Планирование и посадка вертолета на режиме самовращения несущего винта	354
§ 13.1. Физическая сущность и условия самовращения несущего винта	—
§ 13.2. Переход вертолета к полету на режиме самовращения НВ	357
§ 13.3. Планирование вертолета на режиме самовращения несущего винта	363
§ 13.4. Характеристика посадки вертолета на режиме самовращения НВ	365
§ 13.5. Предпосадочный маневр и посадка вертолета на режиме самовращения НВ	368
Глава 14. Особенности балансировки и устойчивости вертолетов соосной схемы	371
§ 14.1. Балансировка вертолетов соосной схемы	—
§ 14.2. Особенности устойчивости	375

	<i>Стр.</i>
Глава 15. Маневрирование и пилотаж вертолета	377
§ 15.1. Маневренные свойства вертолета	381
§ 15.2. Горизонтальный разгон и торможение вертолета	388
§ 15.3. Вираж	386
15.3.1. Правильный вираж	—
15.3.2. Неправильный вираж	388
15.3.3. Форсированный разворот	389
§ 15.4. Спираль	394
§ 15.5. Горка	397
§ 15.6. Пикирование	400
§ 15.7. Фигуры сложного пилотажа вертолета	402
15.7.1. Боевой разворот	—
15.7.2. Поворот на горке	404
Глава 16. Вибрации вертолета	408
§ 16.1. Источники и виды вибраций вертолета и его частей	—
§ 16.2. Земной резонанс	409
§ 16.3. Флаттер лопастей несущего винта	411
Глава 17. Дальность и продолжительность полета вертолета	415
§ 17.1. Понятия «дальность» и «продолжительность полета» и принципы их расчета	—
§ 17.2. Располагаемый запас топлива	418
§ 17.3. Определение режимов максимальной дальности и продолжительности горизонтального полета	419
§ 17.4. Влияние различных эксплуатационных факторов на дальность и продолжительность полета	423
17.4.1. Влияние высоты полета	—
17.4.2. Влияние полетной массы вертолета	424
17.4.3. Влияние внешних подвесок	425
17.4.4. Влияние ветра	426
17.4.5. Влияние оборотов (частоты вращения) несущего винта	428
Глава 18. Летно-эксплуатационные ограничения и предельные режимы полета вертолета	429
§ 18.1. Эксплуатационный диапазон центровок вертолета	—
§ 18.2. Ограничения по ветру	430
§ 18.3. Ограничения оборотов несущего винта	432
§ 18.4. Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета вертолетов	433
§ 18.5. Взлет и посадка вертолета с предельной массой	435
Глава 19. Расчет летно-технических характеристик вертолета (основные принципы)	440
§ 19.1. Общие сведения	—
§ 19.2. Анализ и обоснование тактико-технических требований к проектируемому вертолету	441
19.2.1. Определение перечня задач, решаемых боевым вертолетом	—
19.2.2. Обоснование потребных значений максимальной скорости полета, статического потолка и дальности полета вертолета	442
19.2.3. Выбор и обоснование комплексов вооружения и оборудования вертолета	—
§ 19.3. Определение исходных данных для аэродинамического расчета вертолета	443
19.3.1. Расчет взлетной массы вертолета и выбор типа двигательной установки	—

	<i>Стр.</i>
19.3.2. Подбор характеристик двигательной установки	445
19.3.3. Определение геометрических и кинематических характеристик НВ	448
§ 19.4. Расчет величин мощностей, необходимых для горизонтального полета вертолета на различных скоростях и высотах	450
19.4.1. Расчет индуктивной мощности	451
19.4.2. Расчет профильной мощности	453
19.4.3. Расчет мощности движения	456
§ 19.5. Определение летно-тактических характеристик вертолета	—
19.5.1. Построение и анализ кривых Н. Е. Жуковского. Определение диапазона скоростей полета	—
19.5.2. Расчет ограничений максимальной скорости полета по срыву потока	458
19.5.3. Расчет скороподъемности вертолета	459
Глава 20. Полет вертолета в особых условиях	462
§ 20.1. Полет по приборам	—
§ 20.2. Особенности полетов в горах	464
§ 20.3. Полет вертолета с грузом на внешней подвеске	465
§ 20.4. Полет вертолетов строем	468
20.4.1. Особенности выдерживания параметров строя в прямолинейном полете и при маневрировании	—
20.4.2. Наиболее характерные ошибки и особые явления при полете строем	471
§ 20.5. Полеты в различных климатических условиях	473
Приложение	476
Список использованной литературы	477

АЭРОДИНАМИКА И ДИНАМИКА ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

Редактор *Л. М. Фролов*
Редактор (литературный) *О. Б. Григорьева*
Технический редактор *А. А. Перескокова*
Корректор *Э. В. Коновалова*

Сдано в набор 28.11.80.	Подписано в печать 08.06.82.	Г-52763
Формат 60×90/16. Печ. л. 30½. Усл. печ. л. 30,5. Усл. кр. отт. 30,5. Уч.-изд. л. 30,50		
Изд. № 7/7036	Бесплатно	Зак. 721
«Для внутриведомственной продажи» цена 1 р. 40 к.		

Воениздат
103160, Москва, К-160
2-я типография Воениздата
191065, Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10