

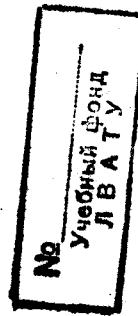
МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СССР

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 направления 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 аэродинамического 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. Винищкому, 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 I

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 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 воздухом (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, силное 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

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

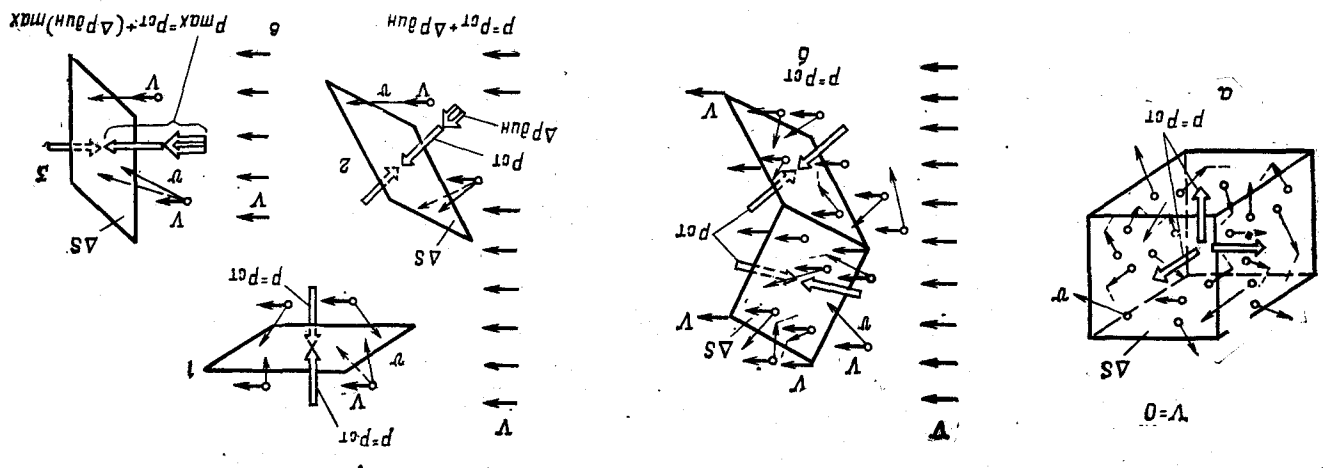
в пределе

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

Если воздух спокоен, величина давления не зависит от ориентации площадки в пространстве, так как в покое 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 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 (1 — неподвижны, воздух движется со скоростью V ; 2, 3 — площади движутся со скоростью V ; 4 — воздух спокоен; 5 —



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. 1.1.6). Если же площадка остановлена (или движется в покоемемся 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. 1.1.6). 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 корабля, 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 расче

аэродинамических сил. На основании гипотезы сплошности в воздухе обычно условно выделяют «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 легко-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: $\rho_0 = 101\,254 \text{ Н/м}^2 = 10332 \text{ кгс/м}^2 = 760 \text{ мм рт. ст.}$; $\rho_0 = 1,226 \text{ кг/м}^3 = 0,125 \text{ кгс} \cdot \text{с}^2/\text{м}^4$; $T_0 = 288 \text{ К} (t_0 = +15^\circ\text{С})$.

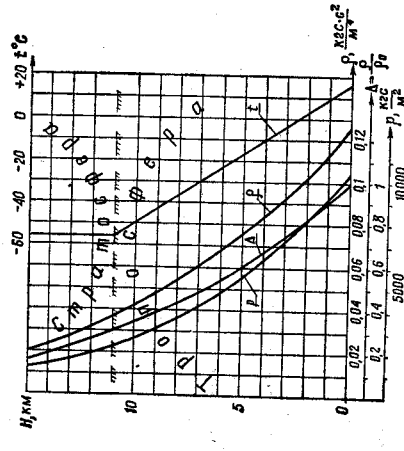


Рис. 1.2. Зависимость параметров состояния воздуха от высоты в стандартной атмосфере

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,

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

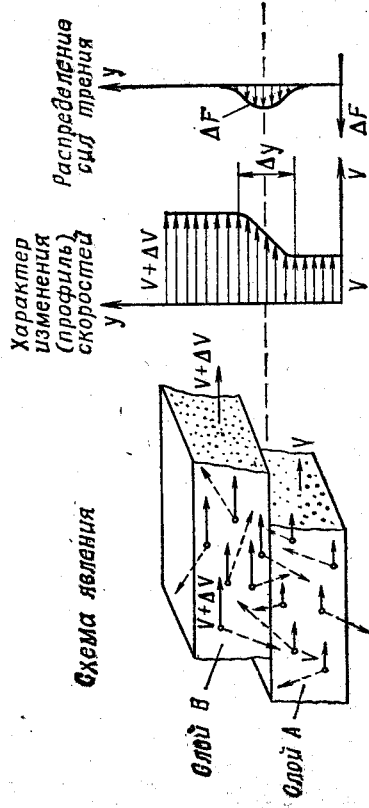


Рис. 1.3. Возникновение сил внутреннего трения ΔF в воздухе

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 (вязкости). 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 сил 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:

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

Величина γ 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 образным 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/dr , 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.

Упругость воздуха называют способностью его оказывать сопротивление изменению объема и плотности при увеличении давления и восстанавливать первоначальный объем после прекращения действия внешних сил. Упругость характеризуется производной dp/dr , показывающей, на сколько надо увеличить давление, чтобы изменить плотность воздуха на величину dp . 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 получают, 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 скоростью среды и скоростью распространения звука в ней.

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

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

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 усиливающаяся молекулярное движение оказывает большее сопротивление

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

В нормальных атмосферных условиях ($T = 288$ K) скорость звука $a = 340$ м/с $= 1225$ 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 различных 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 струйкой. Боковая поверхность струйки (трубка) является как бы непроницаемой стенкой, через которую воздух не проходит внутрь струйки или наружу, так как скорости всех частиц, расположенных на поверхности струйки, 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

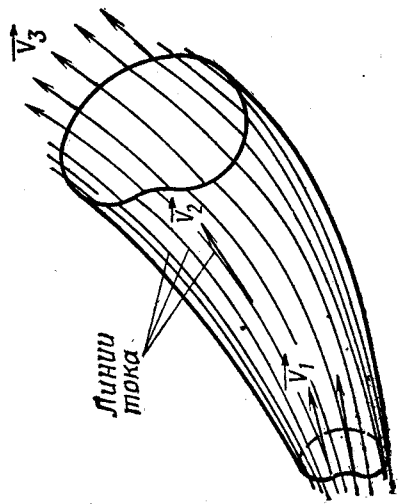


Рис. 1.4. Участок трубки тока (и струйки)

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

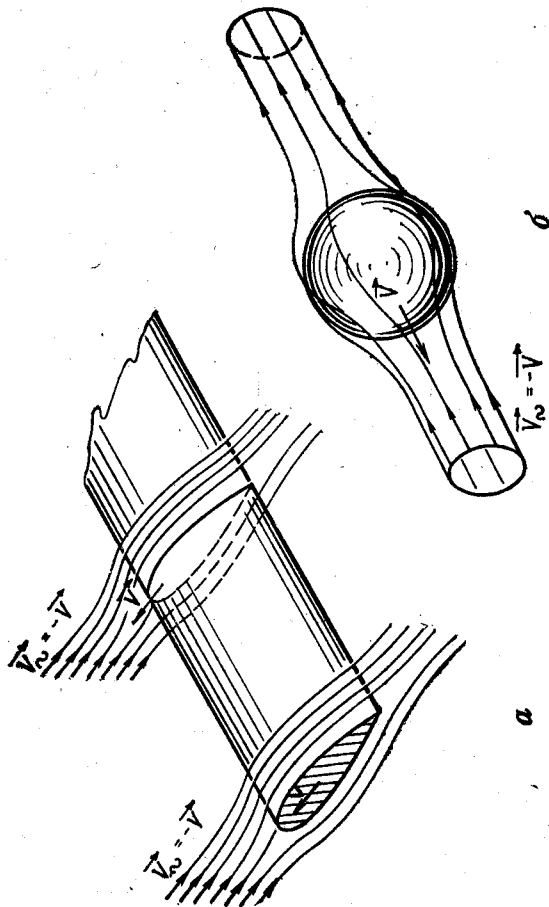


Рис. 1.5. Плоскопараллельный (а) и пространственный (б) спектры обтекания

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

(рис. 1.5, б). Такой поток возникает и при обтекании тел большого размаха (крыльев, лопастей несущих винтов вертолетов) в их концевых сечениях.

В полете обычно вертолет движется в воздухе, спокойном или перемещающемся с некоторой скоростью (например, со скоростью ветра) относительно земли. Воздушного потока реально может и не быть. Однако силовое взаимодействие вертолета (и любого тела) с воздухом зависит не от того, что движется относительно земли вертолет, воздух или тот и другой вместе, а от взаимного перемещения вертолета и воздуха. Иными словами, как это уже было видно на примере образования динамического давления, аэродинамические силы зависят от скорости движения тела относительно воздуха, так называемой воздушной скорости $\vec{V}$. Поэтому аэродинамические силы будут совершенно одинаковы как при полете вертолета со скоростью $\vec{V}$, так и в случае, если представить вертолет неподвижным относительно земли, а воздух мысленно или реально превратить в «набегающий поток», имеющий скорость V_∞ , по величине равную V , но противоположно направленную, т. е. $\vec{V}_\infty = -\vec{V}$.

В этом состоит принцип обращения движения в аэродинамике, широко применяемый как для упрощения экспериментальных исследований, так и для облегчения понимания и объяснения ряда аэродинамических явлений. В частности, применение этого принципа позволяет, направив поток воздуха на неподвижное тело, легко представить и наблюдать спектры обтекания различных тел.

При обращении движения скорости и параметры «набегающего потока» вдали от тела (теоретически в бесконечности) называются невозмущенными и обозначаются с индексом ∞ (V_∞ , ρ_∞ и т. д.), как это показано на рис. 1.5.

Иногда воздух приходит во вращательное, вихревое движение подобно тому, как движется вода в речных водоворотах. Условия для завихрения создаются, например, при обтекании тел с острыми поперечными ребрами или загуженной (срезанной) задней кромкой — крыш зданий, артиллерийских снарядов и т. д.

Струйки, непосредственно обтекающие такие тела, не могут резко, под углом изменить направление движения. Из этих струек и подсасываемого из застойной зоны воздуха формируются вихри, срывающиеся с острых кромок и уносимые потоком. Эти вихри в зависимости от их интенсивности вовлекают во вращательное движение большие или меньшие массы воздуха. Для теоретических расчетов влияния вихрей используются следующие основные понятия.

Положение вихрей в пространстве определяется вихревыми линиями, т. е. линиями, касательные к которым в любой точке совпадают с направлением вектора угловой скорости вращения частиц. Если провести вихревые линии через все точки замкну-

того контура поперечного сечения вихря, они образуют поверхность, называемую **вихревой трубкой** (рис. 1.6). Внутри вихревой трубки частицы воздуха не имеют перемещений вдоль вихревой линии. Эти частицы и составляют вихрь или вихревой шнур (вихревую нить).

Интенсивность вихря принято оценивать его напряжением J .

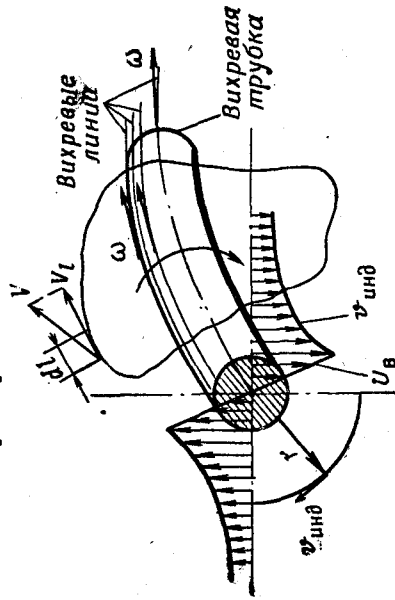


Рис. 1.6. Участок бесконечного слабозогнутого вихря и распределение индуцируемых им скоростей

В простейшем случае при небольшом радиусе вихревого шнура угловую скорость вращения всех частиц вихря ω можно считать постоянной, и напряжение J выражается формулой $J = 2\omega\sigma$, где σ — площадь нормального (поперечного) сечения вихря. Внутри такого вихря окружная скорость частиц U_σ пропорциональна их расстоянию от центра вихря, т. е. вихрь вращается как твердое тело.

Вихрь возбуждает, как говорят, индуцирует в окружающем воздухе (потоке) дополнительные, индуктивные скорости частиц, тем большие, чем ближе частицы находятся к вихрю. Теоретическая величина индуктивной скорости, возбужденной бесконечным прямолинейным вихревым шнуром с напряжением J , определяется по формуле

$$v_{\text{инд}} = \frac{J}{2\pi r}. \quad (1.14)$$

На рис. 1.6 показано поле индуктивных скоростей от такого вихря.

В идеальной, т. е. лишенной вязкости, среде вихри существуют неограниченно долго. Вследствие наличия вязкости воздуха протекания и время существования вихрей ограничены, если нет дополнительного подвода энергии. С течением времени энергия вращательного движения вихря рассеивается путем передачи ее с помощью сил вязкого трения окружающим воздушным массам.

В природе вихреобразование встречается очень часто. Например, при перемещении воздушных масс над земной поверхностью (ветре) всегда наблюдаются градиенты скорости по высоте: непосредственно у земли ветер меньше, над землей — больше. Над различными участками поверхности земли возникают восходящие потоки воздуха. Следовательно, всегда, особенно при наличии препятствий на земной поверхности, существуют условия для вихреобразования и в атмосфере имеется некоторое количество вихрей или, как говорят, турбулентность. Турбулентность атмосферы обуславливает такие явления, как болтанка и т. п.

§ 1.2. ЗАКОН СОХРАНЕНИЯ ЭНЕРГИИ ДЛЯ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА (УРАВНЕНИЕ БЕРНУЛЛИ)

1.2.1. Уравнение Бернулли без учета и с учетом сжимаемости воздуха

Закон сохранения энергии является всеобщим, т. е. применимым и к воздушному потоку. Энергия E массы m воздушного потока складывается из полной внутренней энергии газа (энтальпии, теплосодержания) $mC_p T$, кинетической энергии $mV^2/2$ и потенциальной энергии сил тяжести mgH (энергии положения). Если к установившемуся потоку не подводится и от него не отводится энергия, то ее полный запас для любой выбранной массы воздуха во всех сечениях потока должен быть неизменным и одинаковым.

Возьмем единичную массу воздуха в энергетически изолированной струйке (нет теплообмена между струйками, воздуху не добавляется механическая энергия, он не совершает внешней работы и т. д.). Применительно к обтеканию летательных аппаратов можно пренебречь изменением энергии положения в связи с незначительной разностью барометрических высот и малой плотностью воздуха.

Полная внутренняя энергия газа состоит из потенциальной энергии сил давления и тепловой энергии (для единицы массы газа это соответственно p/ρ и $C_v T$), т. е.

$$C_p T = C_v T + p/\rho. \quad (1.15)$$

Тогда выражение закона сохранения энергии для энергетически изолированной струйки примет вид:

$$\begin{aligned} C_p T + \frac{V^2}{2} &= C_v T_1 + \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{V_1^2}{2} = C_v T_2 + \frac{p_2}{\rho_2} + \frac{V_2^2}{2} = \\ &= C_v T + \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const.} \end{aligned} \quad (1.16)$$

где T_1 , T_2 и V_1 , V_2 — температуры и скорости воздуха в сечениях струйки соответственно 1 и 2 (рис. 1.7).

Для условий, когда можно не учитывать сжимаемость воздуха, т. е. считать его плотность постоянной, не зависящей от изменения давления, тепловая энергия воздуха в потоке изменяется мало (температура воздуха практически не меняется), т. е. величина:

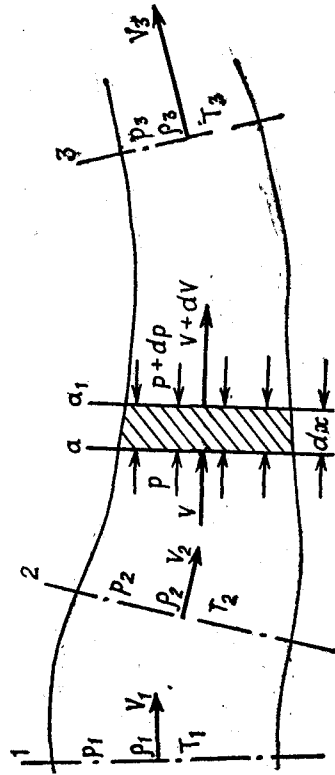


Рис. 1.7. К выводу уравнения Бернулли

$C_v T$ остается постоянной. Тогда от уравнения (1.16) остаются два изменяющихся слагаемых:

$$\frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const.} \quad (1.17)$$

Умножив все члены уравнения (1.17) на неизменную в данном случае величину ρ и соответственно изменив значение const, получим

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const.} \quad (1.18)$$

Величина $\rho V^2/2$ называется скоростным напором и для краткости часто обозначается буквой q [Н/м²], [кгс/м²].

Выражение (1.18) называется уравнением Бернулли без учета сжимаемости воздуха. Оно показывает, что сумма статического давления и скоростного напора во всех сечениях одной и той же струйки неизменна (при отсутствии подвода или отвода энергии). Величина статического давления p определяет потенциальную энергию сил давления единицы объема воздуха. Скоростной же напор $q = \rho V^2/2$ выражает кинетическую энергию массы воздуха, заключенной в единице объема. Следовательно, уравнение Бернулли в форме (1.18) показывает, что при малых скоростях движения сумма энергии сил давления и кинетической энергии единицы объема воздуха по длине потока не изменяется. Уменьшение статического давления на некотором участке на определенную величину вызывает соответствующее увеличение скорости потока. Иными словами, разгон воздуха есть проявление процесса перехода потенциальной энергии давления в кинетическую энергию движения, а торможение — наоборот, процесс пе-

рехода кинетической энергии движения потока в потенциальную энергию давления.

Зная скорость и давление воздуха в каком-либо сечении потока, можно по уравнению (1.18) определить давление или скорость в любом другом сечении, если известен один из этих параметров. На уравнении Бернулли базируется способ измерения воздушной скорости полета самолетов и вертолетов с помощью приемника воздушного давления (ПВД).

При больших скоростях движения изменения давления воздуха (и температуры) на отдельных участках потока могут быть весьма существенными. В этих условиях нельзя пренебрегать изменением плотности воздуха и сокращать уравнение (1.16). Если учесть, что

$$C_v T + \frac{p}{\rho} = \left(\frac{C_v}{R} + 1 \right) RT = \left(\frac{C_v}{C_p - C_v} + 1 \right) RT = \frac{k}{k-1} RT,$$

где $k = \frac{C_p}{C_v}$, уравнение (1.16) примет вид:

$$\frac{k}{k-1} RT + \frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p}{\rho} + \frac{V^2}{2} = \text{const.} \quad (1.19)$$

В выражении (1.19) представлены две формы записи уравнения Бернулли для воздуха (газа) с учетом его сжимаемости.

1.2.2. Связь между изменениями давления, плотности и скорости воздушного потока. Число М

Каждая частица воздуха в потоке имеет некоторую скорость и параметры состояния p , ρ , T . Все эти величины взаимосвязаны, что видно из уравнения Бернулли. Для более глубокого понимания процессов, происходящих при движении воздуха и полете вертолета, важно установить количественные связи между изменениями p , ρ и V .

Выделим сечениями a и a' (рис. 1.7) в произвольной воздушной струйке участок предельно малой длины dx со средним поперечным сечением f . Плотность воздуха в этом объеме равна ρ . Тогда масса воздуха в рассматриваемом объеме равна $\rho f dx$. На левой границе участка воздух имеет давление p и скорость V , а на правой соответственно $p+dp$ и $V+dV$. На основании закона сохранения энергии (пренебрежем работой силы тяжести) работа разности сил давления, действующих в сечениях a и a' , на пути dx равна приращению кинетической энергии массы воздуха, заключенной между этими сечениями:

$$[p - (p + dp)] f dx = \rho f dx d \frac{V^2}{2},$$

откуда

$$- dp = \rho V dV. \quad (1.20)$$

Выражение (1.20) называется уравнением Бернулли в дифференциальной форме. Оно устанавливает связь между изменениями скорости и давления, если на воздух действуют только силы давления. Как видно из формулы (1.20), приращение скорости и давления имеют противоположные знаки. По уравнению (1.20) можно определить, например, на сколько увеличится скорость воздуха в струйке ($dV > 0$), если давление вдоль струйки понижается ($dp < 0$). Для получения заданного прироста скорости необходимо тем большее изменение давления, чем больше плотность и скорость воздуха.

Уравнение (1.20) может быть преобразовано в форму, дающую связь между изменениями плотности и скорости потока. Как было показано ранее (см. формулу 1.10), отношение между элементарными изменениями давления и плотности равно квадрату скорости звука: $dp/d\rho = a^2$, откуда

$$dp = a^2 d\rho. \quad (1.21)$$

Подставив значение dp в уравнение (1.20), получим $-a^2 d\rho = \rho V dV$. Разделим переменные

$$\frac{d\rho}{\rho} = -\frac{V}{a^2} dV.$$

Отношение воздушной скорости движения тела или скорости невозмущенного потока воздуха к скорости звука в нем называется числом М: $M = V/a$. Окончательно

$$\frac{d\rho}{\rho} = -M^2 \frac{dV}{V}. \quad (1.22)$$

Из уравнения (1.22) можно сделать следующие интересные выводы:

- изменения скорости и плотности (как и изменения давления и скорости) имеют разные знаки: при торможении ($dV < 0$) воздух уплотняется ($d\rho > 0$, так как давление повышается), а при разгоне ($dV > 0$) разрежается ($d\rho < 0$);
- относительное изменение плотности потока при данном изменении скорости пропорционально M^2 . В конечных приращениях при увеличении (уменьшении) скорости на 1% плотность уменьшается (увеличивается) на $M^2\%$, т. е. изменение плотности составляет 0,01—0,04% при $M = 0,1 \div 0,2$ и возрастает до 0,25% при $M = 0,5$. Вот почему при скоростях полета (потока), соответствующих $M = 0,2 \div 0,3$, вполне можно пренебречь изменением плотности, считать воздух несжимаемым и пользоваться уравнением Бернулли в форме (1.18);

— при скорости потока, меньшем скорости звука ($V < a$, $M < 1$), темп изменения плотности меньше темпа изменения скорости:

$$|d\rho/\rho| < |dV/V|, \text{ а при } V > a (M > 1) |d\rho/\rho| > |dV/V|.$$

Следовательно, при достижении потоком в процессе разгона (или торможения) скорости, равной скорости звука, наступает качественное изменение соотношения между относительными изменениями скорости и плотности воздуха в струе. Это имеет существенное значение при движении тел с большими скоростями ($M \approx 0,6 \div 0,8$), когда местные скорости их обтекания могут достигать и даже превосходить скорость звука.

1.2.3. Зависимость параметров состояния воздуха от скорости движения

Температура торможения. На передней кромке обтекаемых тел, например лопастей несущего винта вертолета, имеется точка (или область), где воздух полностью тормозится, т. е. скорость его равна нулю. Уравнение (1.19) показывает, что при торможении потока его температура должна увеличиваться. Максимального значения (обозначаемого T_0) она достигает в точке торможения, где $V = 0$. Значение температуры заторможенного потока называется температурой торможения T_0 и может быть определено по формуле (1.19), записанной для сечения струйки вдали от тела и в точке торможения:

$$\frac{k}{k-1} RT + \frac{V^2}{2} = \frac{k}{k-1} RT_0. \quad (1.23)$$

Отсюда

$$T_0 = T \left(1 + \frac{k-1}{2} \frac{V^2}{kRT} \right). \quad (1.24)$$

Имея в виду, что $kRT = a^2$, выражение (1.24) можно переписать в виде

$$T_0 = T \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right) = T (1 + 0,2 M^2). \quad (1.25)$$

Температура торможения резко увеличивается с увеличением числа М. Это происходит потому, что при адиабатическом торможении кинетическая энергия потока преобразуется во внутреннюю энергию воздуха, т. е. идет на увеличение его температуры. Это явление называется кинетическим нагревом. Значения температуры торможения для нескольких чисел М при температуре потока 15°C приведены в табл. 1.1.

Таблица 1.1

М	0	1	2	3	4
T_0 , К	288	346	518	807	1210

Если бы не было теплопередачи, температура в точках торможения, например лопастей, была бы равна T_0 . На самом деле она

меньше из-за отвода тепла внутрь конструкции, излучения и других форм рассеяния тепла.

Давление и плотность. Характеристики изменения давления и плотности воздуха можно выразить через изменение температуры. Используя уравнение изэнтропического процесса в виде $p/p_0 = (\rho/\rho_0)^k$, заменим в нем по уравнению состояния для случая движущегося ($p = \rho RT$) и заторможенного ($p_0 = \rho_0 RT_0$) газа отношение плотностей или давлений через отношение температур. Тогда получим

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad \frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (1.26)$$

Используя уравнение (1.25), окончательно получим

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \text{ и } \frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (1.27)$$

Заметим, что давление воздуха при разгоне падает сильнее, чем плотность.

§ 1.3. УРАВНЕНИЕ ПОСТОЯНСТВА МАССОВОГО РАСХОДА (УРАВНЕНИЕ НЕРАЗРЫВНОСТИ). СВЯЗЬ МЕЖДУ ПЛОЩАДЬЮ ПОПЕРЕЧНОГО СЕЧЕНИЯ И СКОРОСТЬЮ В СТРУЕ

Наряду с законом сохранения энергии в аэродинамике находит применение и закон сохранения массы вещества.

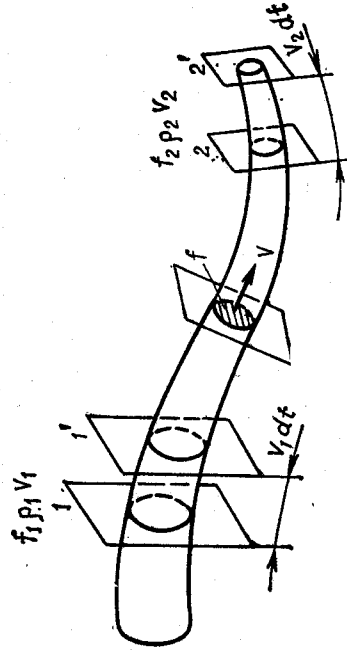


Рис. 1.8. К выводу уравнения постоянства массового расхода

Выделим в установившемся воздушном потоке элементарную струйку такой толщины, чтобы можно было считать скорости движения всех частиц ее в поперечном (нормальном) сечении одинаковыми (рис. 1.8). В каждом другом сечении струйки могут быть свои значения плотности ρ и скорости V . Объем воздуха, проходящего со скоростью V через сечение f в единицу

времени, равен fV [m^3/c]. Эта величина называется секундным объемным расходом. Если указанный объем умножить на плотность воздуха, получим значение массы воздуха, проходящей через сечение f в единицу времени: ρfV . Эта величина называется секундным массовым расходом. Если рассмотреть течение воздуха в струйке, заключенной между сечениями 1 и 2, то через малое время dt этот воздух будет заключен между сечениями 1' и 2'. Поскольку расхода через боковую поверхность нет, а параметры воздуха между сечениями 1' и 2' не изменяются, по закону сохранения массы масса воздуха dm , заключенная между сечениями 1 и 1' ($\rho_1 f_1 V_1 dt$), должна быть равна массе воздуха dm_2 , заключенной между сечения 2 и 2' ($\rho_2 f_2 V_2 dt$), т. е.

$$\rho_1 f_1 V_1 dt = \rho_2 f_2 V_2 dt. \quad (1.28)$$

Поскольку сечения струйки выбраны произвольно, уравнение (1.28) можно распространить и на любое другое сечение. Следовательно, сокращая время dt , можно записать:

$$\rho fV = \text{const}. \quad (1.29)$$

Это уравнение, указывающее, что величина секундного массового расхода для всех сечений струйки одинакова, называется уравнением постоянства массового расхода или уравнением неразрывности.

При малых числах M в условиях, когда сжимаемостью воздуха в потоке можно пренебречь, его плотность во всех сечениях считается одинаковой ($\rho \approx \text{const}$) и уравнение (1.29) записывается в более простом виде, называемом уравнением неразрывности без учета сжимаемости воздуха:

$$fV = \text{const}. \quad (1.30)$$

Из формулы (1.30) следует, что скорость течения «несжимаемого» воздуха в струйке обратно пропорциональна площади ее поперечного сечения: $V = \text{const}/f$. При сужении струйки скорость возрастает, при расширении уменьшается. Этот закон объясняет, например, увеличение скорости течения воды на перекатах, где площадь «поперечного сечения» реки уменьшается. Однако в условиях, когда проявляется сжимаемость воздуха, для определения зависимости между изменением площади поперечного сечения и скоростью потока надо пользоваться уравнением (1.29). При этом изменение скорости обусловлено как изменением площади поперечного сечения струйки, так и изменением плотности воздуха.

Выражение (1.22) можно использовать для исключения из уравнения неразрывности (1.29) величины плотности. Дифференцируя (1.29), получим уравнение $\rho f dV + fV d\rho = 0$. Разделим это уравнение на ρfV :

$$\frac{dV}{V} + \frac{d\rho}{\rho} + \frac{d\rho}{\rho} = 0.$$

С учетом выражения (1.22) получим

$$\frac{dV}{V} + \frac{df}{f} - M^2 \frac{dV}{V} = 0$$

и окончательно

$$\frac{dV}{V} = \frac{1}{M^2 - 1} \frac{df}{f}. \quad (1.31)$$

Уравнение (1.31) описывает следующие закономерности:

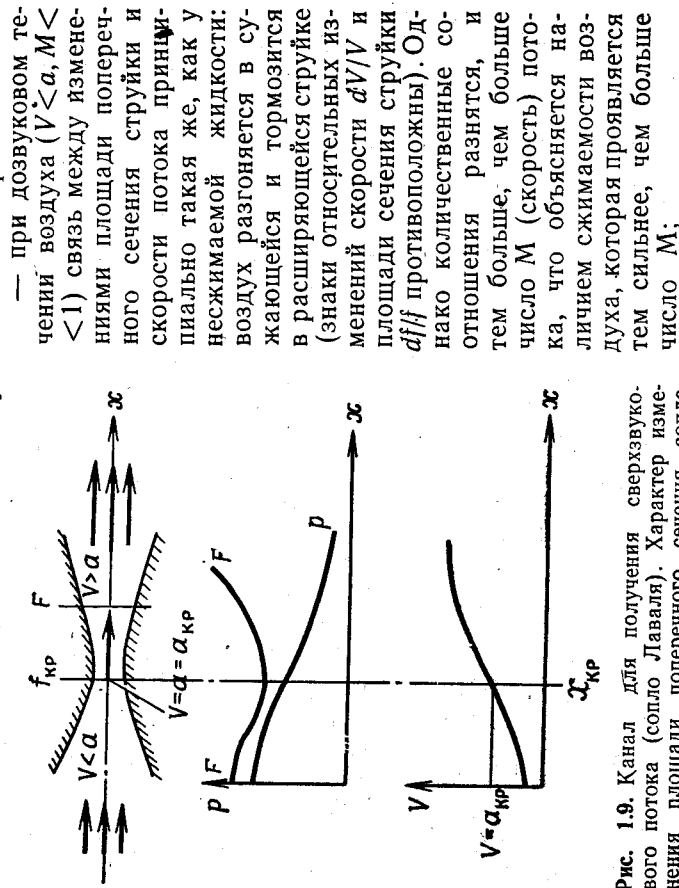


Рис. 1.9. Канал для получения сверхзвукового потока (сопла Лавы). Характер изменения площади поперечного сечения сопла, давления и скорости воздуха по длине сопла

— при сверхзвуковом течении ($V > a$, $M > 1$) замедляется в сужающейся и ускоряется в расширяющейся части. Это объясняется более резким падением плотности по сравнению с приростом скорости (уравнение 1.22);

— чтобы скорость потока увеличилась от дозвуковой до сверхзвуковой, надо сначала струю сжать, пока воздух не увеличит скорость до значения $V = a$, а затем расширять. Переход через скорость звука возможен только в самом узком сечении, где $df/f = 0$.

Эти закономерности используются для получения сверхзвуковых потоков воздуха с помощью специально спроектированных каналов с сужающейся (конфузорной) входной частью и расширяющейся (диффузорной) выходной частью (рис. 1.9). Такие каналы (насадки) называются соплами Лавы по имени

шведского инженера, впервые применившего их для получения сверхзвуковых течений.

Полученные результаты физически объясняются на основе проведенного выше анализа уравнения (1.22). В самом деле, по уравнению постоянства массового расхода m площадь сечения струйки $f = m/\rho V$.

Произведение ρV , равное секунднему расходу воздуха через единицу площади сечения струи, называется удельным расходом воздуха. Поскольку при дозвуковых скоростях потока (см. уравнение 1.22) темп изменения плотности меньше темпа изменения скорости, с ростом последней удельный расход растет и площадь струйки уменьшается. При сверхзвуковых скоростях из-за более резкого падения плотности с ростом скорости удельный расход уменьшается и площадь f увеличивается.

§ 1.4. СКАЧКИ УПЛОТНЕНИЯ

1.4.1. Распространение слабых (звуковых) возмущений при движении их источника

Движение вертолета в воздухе приводит к изменению параметров состояния различных объемов воздуха, как говорят, сопровождается возмущениями воздушного потока. Местные изменения давления и плотности (возмущения), возникающие у движущихся в потоке поверхностей вертолета, распространяются затем в окружающую среду.

Различают сильные и слабые возмущения. При сильных возмущениях параметры состояния воздуха изменяются на большую, конечную величину. Если же изменение, например, давления Δp , происшедшее в результате какого-либо воздействия (движения тела и т. д.), очень мало (теоретическое — бесконечно мало) по сравнению с величиной давления до возмущения p_∞ , т. е. $\Delta p/p_\infty \ll 0,1$, возмущение называют слабым, звуковым.

Как было отмечено, от точечного источника такие возмущения распространяются в воздухе со скоростью звука в виде звуковых сферических волн. Если источник возмущений и воздух неподвижны, звуковые волны распространяются относительно источника равномерно во все стороны (рис. 1.10, а). За время t возмущения распространятся до сферы с радиусом $r = at$. Если же источник движется, то картина получается иная. Допустим, что источник возмущений, размеры которого пренебрежимо малы, движется в спокойном воздухе с постоянной скоростью V . Картина распространения возмущений существенно зависит от соотношения скорости источника V и скорости звука a .

1. Источник движется с дозвуковой скоростью $V < a$ ($M < 1$). Примем за начало отсчета дозвуковой скорости источника в точке O (рис. 1.10, б). За время t фронт волны уйдет от точки O на расстояние at , а сам источник переместится в точку A на расстояние $VA = Vt$. Расстояния AB и AC соответственно равны: $AB =$

$= at - Vt = (a - V)t$; $AC = (at + Vt) = (a + V)t$. Следовательно, звуковая волна уходит относительно источника по направлению движения вперед со скоростью $(a - V)$ и в обратном направлении — со скоростью $(a + V)$. По мере движения источника вперед его наблюдается сгущение звуковых волн, тем большее, чем больше скорость V .

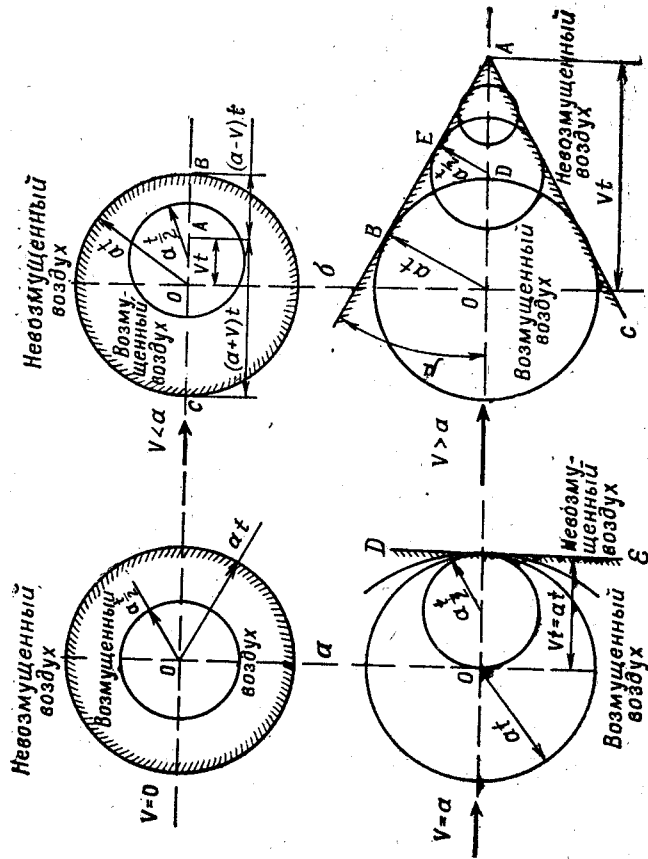


Рис. 1.10. Распространение слабых возмущений

2. Источник движется со звуковой скоростью $V = a$ ($M = 1$). В этом случае скорость распространения звуковой волны относительно источника по направлению движения равна нулю ($a - V = 0$) и волна не сможет уйти вперед от источника (рис. 1.10, в). Источник перемещается вместе с фронтом звуковой волны. При длительном движении источника он оказывается все время на фронте практически плоской звуковой волны DE , движущейся со скоростью $V = a$ и являющейся границей возмущений.

3. Источник движется со сверхзвуковой скоростью $V > a$ ($M > 1$). При этом волна будет отставать от источника ($a - V < 0$), т. е. источник будет обгонять волны, вызванные им возмущениями. За время t фронт волны удалится от точки O на расстояние at , а источник переместится в точку A на расстояние $OA = Vt > at$ (рис. 1.10, г). Фронты всех волн возмущений, вызванных источ-

ником на пути OA , будут находиться на линиях AB и AC . В самом деле, в момент $t/2$ источник находился в точке D . После этого источник прошел путь $DA = Vt/2$, а вызванное им в точке D возмущение пришло в точку E , причем $DE = at/2$. Точка E находится на линии AB , так как

$$\frac{OA}{DA} = \frac{Vt}{Vt/2} = \frac{OB}{DE} = \frac{at}{at/2}.$$

Аналогичный вывод можно сделать для возмущения, возникшего в любой момент времени от 0 до t . Следовательно, граница области возмущений представляется в виде конической звуковой волны. Ее поверхность называется конусом слабых возмущений. Внутри этого конуса будут изменения плотности и давления, вызванные источником, вне конуса воздух не возмущен. Половина угла при вершине этого конуса определяется из соотношения

$$\sin \mu = \frac{OB}{OA} = \frac{at}{Vt} = \frac{a}{V}; \sin \mu = \frac{1}{M};$$

$$\mu = \arcsin \frac{1}{M}.$$

$$(1.32)$$

Угол μ называется углом слабых возмущений. Зависимость (1.32) показывает, что чем больше сверхзвуковая скорость движения источника, тем острее конус, т. е. меньше угол μ .

1.4.2. Ударные волны (скачки уплотнения) и их распространение

Далеко не всегда возмущения воздушной среды можно считать слабыми. При разрыве различных боеприпасов, полете артиллерийских снарядов, летательных аппаратов и т. д. в определенной части воздушного пространства образуются значительные приращения давления, плотности и температуры — сильные возмущения.

Если, например, в некоторой точке воздушного пространства произошел взрыв, т. е. резко повысилось давление ($p_1 \gg p_0$), то от этой точки вследствие перепада давления $\Delta p = p_1 - p_0$ в окружающую среду будет распространяться сферическая волна. На фронте этой волны резко, скачком увеличатся давление, плотность, температура воздуха (так как сжатие сопровождается нагревом). Такого типа волна называется ударной волной или скачком уплотнения. Под воздействием большого перепада давления скачок (ударная волна) все дальше отходит от источника возмущения. Скорость перемещения скачка U больше скорости звука, так как перепад давления на фронте скачка во много раз больше перепада на фронте звуковой волны слабого возмущения. Можно показать, что

$$U = \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_0} \frac{\Delta p}{\Delta p}}.$$

$$(1.33)$$

Из формулы (1.33) следует, что скорость движения скачка тем больше, чем он мощнее. При больших перепадах давления $\Delta p = 5 \div 10 \text{ кгс/м}^2$, скорость движения скачка в 2—3 раза превосходит скорость звука.

Процесс распространения ударных волн (как и слабых возмущений) является затухающим. По мере удаления от источника возмущения интенсивность ударной волны, если нет подвода энергии, быстро убывает, так как поверхность ее все время увеличивается, а энергия первоначального импульса превращается в кинетическую энергию все больших воздушных масс, увлекаемых в движение. Следовательно, перепад давления Δp , а с ним и скорость движения волны U уменьшаются, и на некотором удалении от источника ударная волна превращается в звуковую.

Если же источником возмущений является движущееся тело, то оно непрерывно передает воздуху часть своей энергии движения. При этом, особенно при затупленной части тела, оно гонит воздух перед собой, уплотняя его и повышая давление тем больше, чем больше скорость движения тела. Если тело движется с дозвуковой скоростью, вызываемые им возмущения параметров состояния воздуха непрерывно удаляются, плавно уменьшаются и рассеиваются в окружающем пространстве, так как скорость их распространения больше скорости движения тела (рис. 1.11, а). Если же тело достигло сверхзвуковой скорости ($V > a$), то постоянно создаваемые им сильные возмущения не могут далеко уйти от тела (рис. 1.11, б). Ведь по мере ухода от тела, например вдоль оси x , интенсивность каждого вызванного им возмущения непрерывно падает, поэтому уменьшается и его скорость U . На расстоянии x_1 , когда скорость U становится равной скорости тела V , возмущения относительно тела останавливаются и, накапливаясь одно на другое, образуют скачок, движущийся в воздухе со скоростью $U = V > a$, равной скорости тела, и существующий за счет постоянной передачи энергии (возмущений) от движущегося тела.

В стороны от направления движения тела возмущения и, следовательно, интенсивность скачков меньше, чем вдоль оси x . Меньше и скорость их распространения ($U_1 < U$).

В направлении $l-l$, например, скачок устанавливается относительно тела на таком удалении, когда его скорость U_1 (подобно рассмотренному ранее случаю слабых возмущений) становится равной составляющей скорости движения тела по нормали к поверхности скачка: $U_1 = V_n = V \sin \beta$, где β — угол между касательной к фронту скачка и направлением скорости тела. Этот угол называется углом наклона скачка. Если поверхность (фронт) скачка перпендикулярна направлению движения тела ($\beta = 90^\circ$), такой скачок называется прямым. На рис. 1.11, б прямой скачок занимает участок AA . Косым называется скачок, наклоненный к направлению движения тела (вектору $\vec{V}$) под углом

$\beta < 90^\circ$ (участки BD на рис. 1.11, б). На участках AB скачок является криволинейным.

Таким образом, впереди и по сторонам движущегося со сверхзвуковой скоростью тела наблюдается скачок уплотнения, разграничивающий невозмущенную и возмущенную части воздуха.

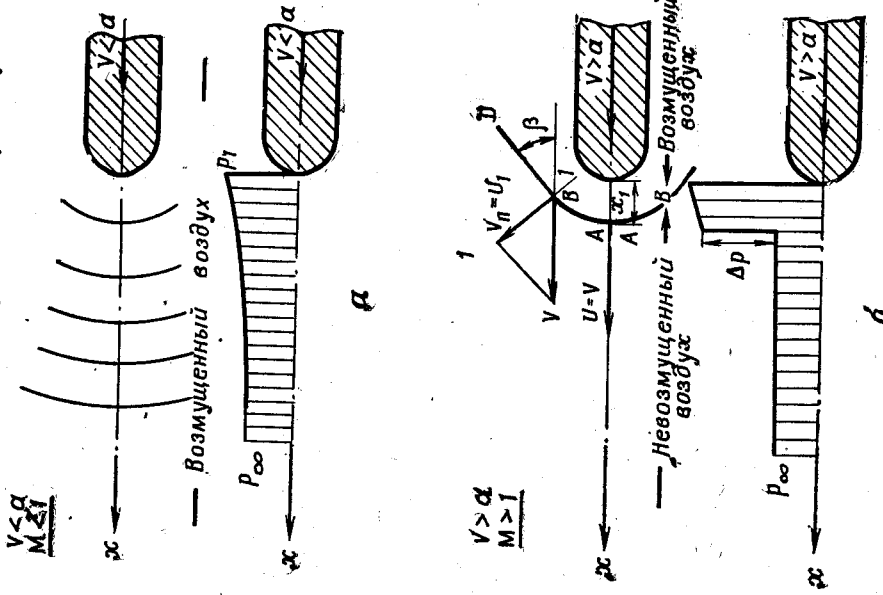


Рис. 1.11. Образование скачка уплотнения при движении тела

Голщина скачка δ очень мала и соизмерима с длиной свободного пробега молекул. На этом расстоянии δ осуществляется скачкообразный переход кинетической энергии движения, сообщаемого телом воздуху (или набегающего на тело воздуха), в потенциальную энергию давления и необратимо — в тепловую энергию хаотического движения молекул (рост температуры воздуха).

Наиболее интенсивно этот процесс и, следовательно, расход энергии движения тела происходят на прямом скачке. При прохождении косога скачка давление, плотность и температура воздуха изменяются меньше.

1.4.3. Изменение параметров воздуха на скачке

Связь между параметрами состояния воздуха перед скачком p_1, ρ_1, T_1 и за ним p_2, ρ_2, T_2 (рис. 1.12) находится с помощью рассмотренных выше основных законов движения воздуха. Не пренебрегая соответствующих преобразований, даем без вывода некоторые

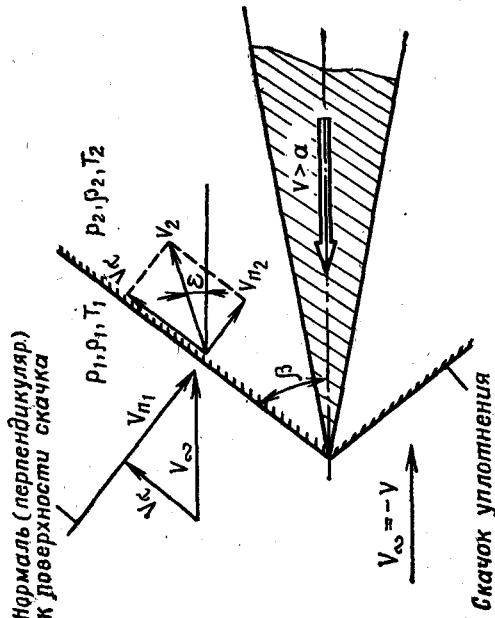


Рис. 1.12. Соотношения скоростей на скачке

итоговые результаты. Связь между нормальными составляющими скорости до и после скачка определяется выражением

$$V_{n1} V_{n2} = \frac{2k}{k+1} RT_0 - \frac{k-1}{k+1} V_2^2 \quad (1.34)$$

Формула (1.34) дает возможность определить нормальную составляющую скорости потока за скачком, учитывая, что $V_t = V \cos \beta$; $V_n = V \sin \beta$.

При переходе через прямой скачок поток не изменяет своего направления и $V_t = C$; $V_n = V_2$. При этом из формулы (1.34) получим

$$V_1 V_2 = a_{cr}^2 \quad (1.35)$$

Формула (1.35) показывает, что скорость потока V_2 за прямым скачком всегда меньше скорости звука, т. е. сверхзвуковой поток, проходя через прямой скачок уплотнения, становится дозвуковым.

Отношения плотностей и давлений до и после скачка определяются по формулам:

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{V_{n1}}{V_{n2}} = \frac{2}{k+1} M_1^2 \sin^2 \beta + \frac{k-1}{k+1}; \quad (1.36)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2k}{k+1} M_1^2 \sin^2 \beta + \frac{k-1}{k+1}. \quad (1.37)$$

Следовательно, чем больше число M потока (скорость полета тела) и угол наклона скачка, тем больше увеличиваются плотность и давление воздуха за скачком по сравнению с давлением и плотностью невозмущенного потока (рис. 1.13). Однако повышение плотности воздуха на скачке имеет предел. Так, при неограниченном увеличении произведения $M \sin \beta$ этот предел (см. уравнение 1.36)

$$\lim_{M \sin \beta \rightarrow \infty} \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{k-1}{k+1} \approx \frac{0,4}{2,4} = \frac{1}{6}.$$

Это значит, что плотность воздуха на скачке при любых условиях может превысить плотность невозмущенного потока не более чем в 6 раз. Причиной этого на скачке является сильное нагревание воздуха, которое препятствует его сжатию.

1.4.4. Условия образования скачков уплотнения

Интенсивность, форма и расположение скачков уплотнения определяются скоростью движения и формой тела, особенно его передней части. Перед телами с затупленной передней частью возникают криволинейные скачки (рис. 1.14, а).

Расстояние от скачка до тела тем меньше, чем больше скорость полета тела. У тел с достаточно сильно заостренной передней частью уже при числах M немногим больше единицы ($M = 1,1 \div 1,2$) отсоединенный головной скачок переходит в присоединенный и при дальнейшем увеличении числа M становится все

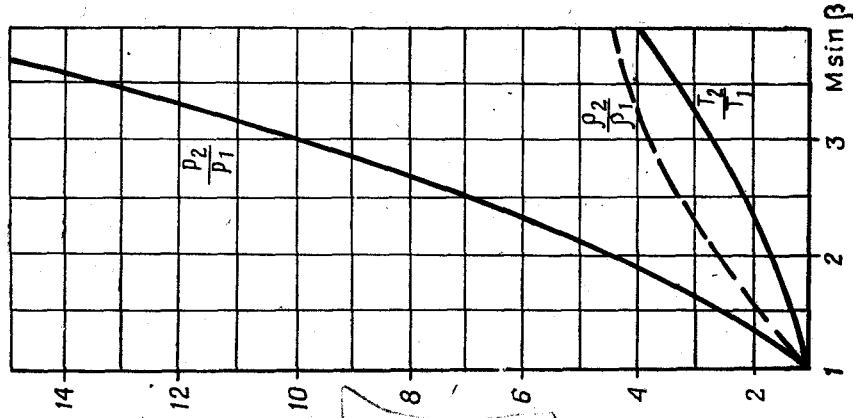


Рис. 1.13. Зависимость параметров воздуха за скачком от числа M и угла наклона скачка

более косым (рис. 1.14, б). Если угол раствора конуса (клина) в передней части тела велик (больше возможного угла поворота за косым скачком), то и перед заостренными телами возникают отсоединенные криволинейные скачки уплотнения (рис. 1.14, в).

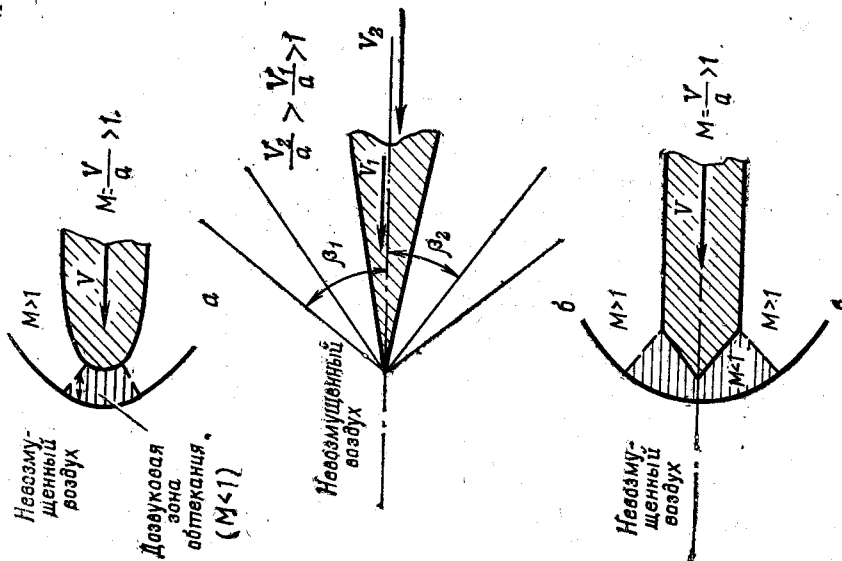


Рис. 1.14. Скачки уплотнения перед различными телами

Скачки уплотнения могут образовываться и при достаточно больших дозвуковых скоростях движения тел, если местные скорости обтекания их на некоторых участках достигают сверхзвуковых значений. Такие скачки в отличие от головных, возникающих при $M > 1$, называются местными и скачки и уплотнения. Физическая сущность их возникновения станет ясна после рассмотрения в следующем параграфе величин скоростей и давлений у поверхности обтекаемых тел.

Образование скачков уплотнения приводит к увеличению затрат энергии на движение тела. Поэтому при создании скоростных летательных аппаратов всячески стараются избежать от

скачков, а при полете на сверхзвуковых скоростях — исключить хотя бы прямые скачки, так как интенсивность косых скачков и, следовательно, затраты энергии на них мейше. Поэтому крылья и фюзеляжи сверхзвуковых самолетов выполняют с тонкими заостренными передними кромками (если это не противоречит условиям теплоотвода, потребного объема, не вызывает срывных явлений и т. д.).

§ 1.5. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ ПО ПОВЕРХНОСТИ ДВИЖУЩИХСЯ (ОБТЕКАЕМЫХ ВОЗДУХОМ) ТЕЛ

1.5.1. Физическая сущность и причины неравномерности распределения давления

Если тело не движется (нет относительного перемещения тела и воздуха), то действующее во всех точках его поверхности статическое давление воздуха одинаково (пренебрежем разницей в высотах различных точек тела). Равнодействующая всех сил статического давления в этом случае равна нулю (точнее, определяется по закону Архимеда, но ее величина применительно к летательным аппаратам тяжелее воздуха ничтожна). Если же тело движется с воздушной скоростью $\vec{V}$ (или обтекается потоком, имеющим скорость $\vec{V}_\infty = -\vec{V}$), то струйки вблизи тела деформируются, их поперечные сечения и, следовательно, скорость воздуха по длине струйки изменяются. При этом давление в разных точках тела будет различным. Оно будет соответствовать изменению местной скорости обтекания в этих точках по сравнению с V_∞ . Если пренебречь вязкостью воздуха (касательными силами трения), то равнодействующая всех сил давления и будет являться силой действия воздуха на данное тело (и наоборот).

Рассмотрим для простоты обращенное движение в случае, когда плоскопараллельный поток движется с малой дозвуковой скоростью и сжимаемость воздуха практически не проявляется. Спектр обтекания таким потоком тела, имеющего, например, сечение, соответствующее профилю лопасти винта, показан на рис. 1.15. Поток разделяется по линии АО на две части, обтекающие тело сверху и снизу. Точка О является точкой полного торможения.

В соответствии с законом Бернулли статическое давление воздуха в этой точке достигает наибольшей величины.

Наиболее сильно деформируются струйки воздуха, непосредственно обтекающие тело. Деформация этих струек АОБС и АОВС определяется контурами профиля тела. В районе точки торможения их поперечное сечение увеличивается, далее они поджимаются, так как тело все более теснит воздух, а потом, пройдя максимальный поперечный размер ВВ' (миделево сечение) тела, струйки начинают вновь расширяться (рис. 1.15, б). При таком изменении площади поперечного сечения струек на основа-

нии уравнения постоянства расхода (1.30) средняя скорость течения воздуха в них будет изменяться качественно так, как это показано на рис. 1.15, в. Перед телом поток затормаживается, а затем по мере обтекания профиля начинает разгоняться в связи

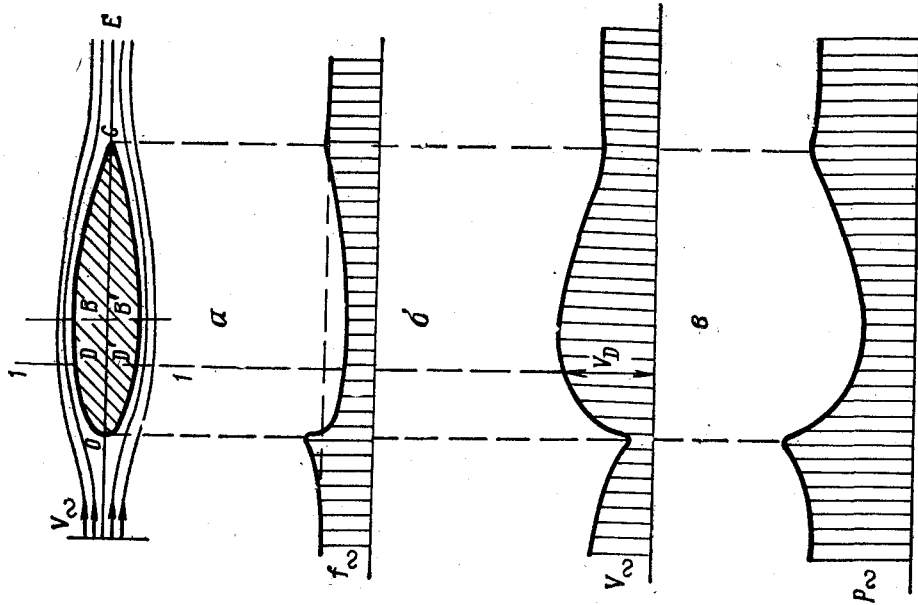


Рис. 1.15. Причины и характер изменения давления по профилю элемента лопасти

с уменьшением поперечного сечения. Наибольшая величина скорости в струйках будет в районе минимального сечения, т. е. там, где тело занимает в потоке максимальную площадь, а поперечное сечение струек — наименьшее. Далее скорость воздуха будет постепенно уменьшаться, приближаясь в точке С к скорости невозмущенного потока.

Исходя из уравнения Бернулли, записанного, например, для двух сечений ∞ и 1—1 (рис. 1.15, а)

$$p_{\infty} + \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} = p_D + \frac{\rho V_D^2}{2}, \quad (1.39)$$

можно сказать, что статическое давление в точке D будет меньше, чем в невозмущенном потоке, так как $V_D > V_{\infty}$. Рассматривая таким же образом другие сечения струйки, обтекающей тело, на основании выявленного характера изменения скорости и уравнения Бернулли можно построить зависимость изменения статического давления по поверхности тела. Там, где скорость обтекания тела больше, чем V_{∞} , давление $p < p_{\infty}$, и наоборот (рис. 1.15, б). Соответственно в некоторых точках носовой части профиля статическое давление выше, чем в невозмущенном потоке, в других же — ниже. На большей части поверхности профиля давление ниже, чем p_{∞} . Разница в величинах этих давлений называется избыточным давлением $p_{изб}$:

$$p_{изб} = p_i - p_{\infty}, \quad (1.40)$$

где p_i — статическое давление в какой-либо i -й точке поверхности тела. Следовательно, избыточное давление в различных точках тела может быть как положительным, так и отрицательным.

1.5.2. Коэффициент давления

Абсолютная величина давления в рассматриваемой точке зависит от величины статического давления и скоростного напора невозмущенного потока: p_{∞} и $\frac{\rho V_{\infty}^2}{2}$. Однако физическая сущность изменения распределения давления по поверхности тела показывает, что оно определяется лишь спектром обтекания, который для данного тела не зависит от p_{∞} и V_{∞} в широком диапазоне их изменения. А так как спектр обтекания определяет относительные (по отношению к исходным) изменения площадей поперечных сечений струек, можно полагать, что относительные изменения скоростей и давлений в струйках будут сохраняться независимо от p_{∞} и V_{∞} до тех пор, пока сохраняется спектр. Поэтому удобнее давление в данной (i -й) точке характеризовать величиной безразмерного коэффициента давления p_i :

$$\bar{p}_i = \frac{p_{изб}}{q_{\infty}} = \frac{p_i - p_{\infty}}{q_{\infty}}. \quad (1.41)$$

Из уравнения Бернулли для двух сечений струйки AOBC вдали от тела и в i -й точке получим

$$p_i - p_{\infty} = q_{\infty} - q_i. \quad (1.42)$$

Подставив это выражение в формулу (1.41), получим другую формулу для коэффициента давления в рассматриваемой точке:

$$\bar{p}_i = \frac{q_\infty - q_i}{q_\infty} = 1 - \left(\frac{V_i}{V_\infty} \right)^2. \quad (1.43)$$

Учтя уравнение постоянства расхода (1.30), заменим отношение скоростей в выражении (1.43) через отношение поперечных сечений струйки:

$$\bar{p}_i = 1 - \left(\frac{f_\infty}{f_i} \right)^2. \quad (1.44)$$

Формула (1.44) показывает, что распределение давления по поверхности тела в виде коэффициентов давления действительно не изменится при изменении скорости потока до тех пор, пока не изменится форма струек, обтекающих тело, т. е. пока сжимаемость воздуха проявляется несущественно. При увеличении числа Маха до 0,3—0,4 и более соотношения (1.42) и (1.44) становятся все менее соответствующими действительности и величины коэффициентов давления в точках профиля начинают изменяться.

Коэффициент давления положителен (давление выше атмосферного) в точках, где $V_i < V_\infty$, т. е. площадь сечения струйки $f_i > f_\infty$. В точке торможения коэффициент достигает максимального значения $\bar{p}_{\max}$, так как здесь вся кинетическая энергия потока превращается в избыточное давление. Величина $\bar{p}_{\max} = 1$ (без учета сжимаемости), так как максимальная величина избыточного давления равна скоростному напору невозмущенного потока для точки, где $V_i = 0$. Там, где струйка поджимается ($f_i < f_\infty$ и $V_i > V_\infty$), давление меньше атмосферного и коэффициент давления отрицателен. Минимальное значение коэффициента давления соответствует точке профиля, вблизи которой струйки сильно сжаты.

1.5.3. Способы изображения распределения давления

Распределение давления может быть в ряде случаев найдено теоретически, особенно для геометрически простых тел. Однако чаще на дозвуковых и околозвуковых скоростях его определяют опытным путем, измеряя статическое давление в различных точках тела при обдувке его воздухом.

Результаты измерений распределения давления изображаются графически либо в виде векторной диаграммы, либо в виде эпюры в прямоугольных координатах p, x , где $x = x/b$ — относительная координата точки тела, обычно отсчитываемая от его передней кромки. На рис. 1.16 показаны картины распределения давления, построенные по данным рис. 1.15.

На векторной диаграмме (рис. 1.16, а) величины $\bar{p}_i$ показаны в некотором масштабе в виде длин векторов, направленных перпендикулярно (по нормалям) к контуру тела (при положительных $\bar{p}_i$ стрелки направлены к профилю, при отрицательных — от профиля).

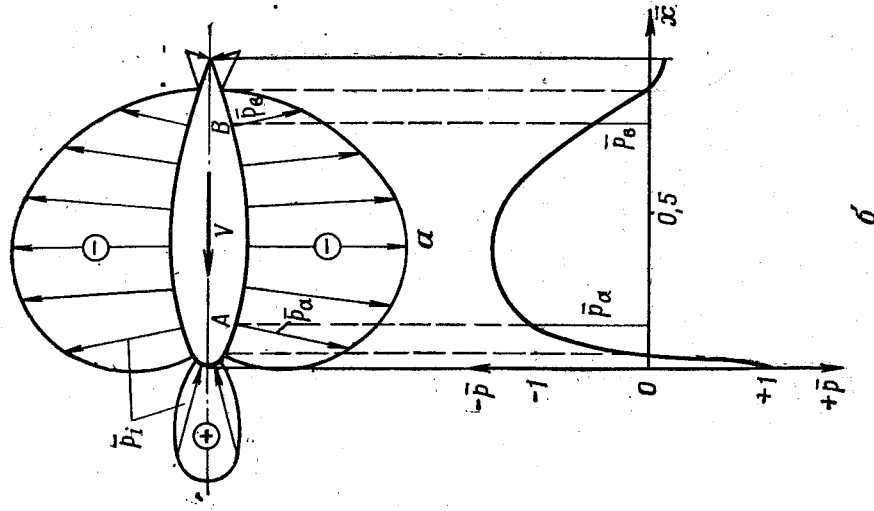


Рис. 1.16. Способы изображения картины распределения давления по поверхности тела:

а — векторная диаграмма; б — эпюра; $\bar{p}_a$ и $\bar{p}_b$ — значения коэффициентов давления соответственно в точках А и В.

На эпюре (рис. 1.16, б) величины $\bar{p}_i$ откладываются по вертикали из точек, соответствующих x_i , причем отрицательные значения (соответствующие разрежению) принято откладывать вверх. Вследствие симметрии профиля и спектра потока на рис. 1.15 относительно оси АЕ распределение давления по верхней и нижней поверхностям одинаково, поэтому на рис. 1.16, б показана одна кривая $\bar{p} = f(x)$.

Если профиль несимметричен или несимметрично обтекается, распределение давления различно по верхней и нижней поверхностям, как это показано на рис. 1.17.

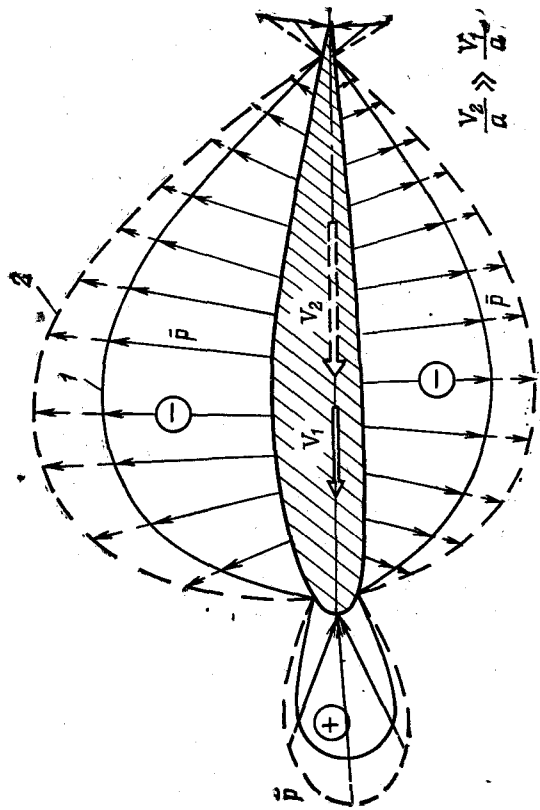


Рис. 1.17. Влияние сжимаемости воздуха на распределение давления при дозвуковом обтекании:
1 — при малых числах M ; 2 — при большом числе $M < M_{кр}$ (когда заметно проявление сжимаемости воздуха)

1.5.4. Распределение давления при закритических и сверхзвуковых скоростях

С увеличением скорости полета (потока) до значений, когда становится заметным влияние сжимаемости воздуха, картина давления начинает изменяться. При этом там, где давление повышается, сжимаемость воздуха приводит к его уплотнению, следовательно, к большому падению скорости и повышению давления, и наоборот. Поэтому картина распределения давления изменяется с ростом чисел M так, как это показано на рис. 1.17. Подобные изменения происходят до тех пор, пока в наиболее сжатом сечении прилегающей к телу струйки местное число M , т. е. отношение местной скорости потока к скорости звука, не достигнет единицы. После этого количественные изменения картины распределения давления переходят в качественные.

Скорость полета (невозмущенного потока), при которой хотя бы в одной точке у поверхности тела местная скорость обтекания достигает значения местной скорости звука, называется критической $V_{кр}$. Значение критической скорости полета меньше скорости звука ($V_{кр} < a$), так как местные скорости у поверхности тела, в районе мидела, всегда больше, чем скорость полета (рис. 1.15).

Соответствующее полетное число M называется критическим, т. е. $M_{кр} = V_{кр}/a$. При этом местное число M в точке A , где достигнута скорость звука (рис. 1.18), равно единице ($M_A = 1$),

$$1.0 > \frac{V}{a} > M_{кр} \quad M_A = 1$$

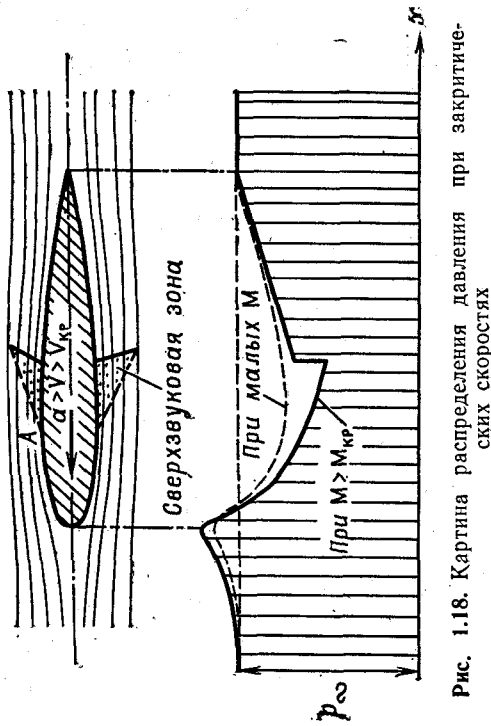


Рис. 1.18. Картина распределения давления при закритических скоростях

а $M_{кр} < 1$, так как скорость движения тела еще не достигла скорости звука.

$$M = \frac{V}{a} > 1$$

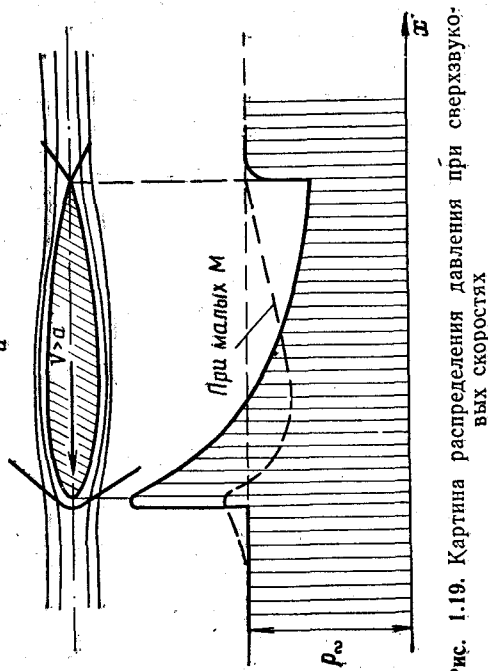


Рис. 1.19. Картина распределения давления при сверхзвуковых скоростях

При дальнейшем увеличении воздушной скорости тела на его поверхности образуются зоны сверхзвукового течения, заканчивающиеся скачками уплотнения, как это показано на рис. 1.18.

С увеличением числа M полета местные сверхзвуковые зоны на поверхности тела увеличиваются, скачки перемещаются назад и при числах M , близких к единице, располагаются вблизи задней кромки.

Если скорость полета превысит скорость звука, то кроме скачков у задней кромки возникает головной скачок уплотнения впереди тела и картина распределения давления выглядит, как показано на рис. 1.19.

§ 1.6. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

1.6.1. Основные понятия и структура

При движении летательных аппаратов в воздухе происходит скольжение частиц воздуха относительно их поверхностей.

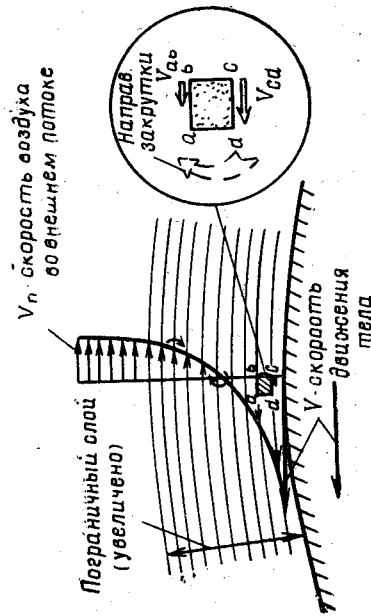


Рис. 1.20. Распределение скоростей воздуха и условия вихреобразования вблизи поверхности тела (увеличено)

При самой тщательной обработке поверхности на ней остаются неровности, значительно большие по размерам, чем молекулы воздуха. Поэтому скорость частиц воздуха, непосредственно прилегающих к поверхности и заполняющих ее углубления, равна скорости тела. Вследствие неровностей поверхности, сравнимых с межмолекулярными расстояниями, частицы как бы «прилипают» к ней. Между этими и более удаленными от поверхности частицами воздуха из-за разности скоростей возникают силы трения, которые вовлекают в движение все новые массы воздуха, но уже с меньшими (за счет проскальзывания) скоростями, чем скорость тела. Далее в некотором слое происходит плавное изменение скорости частиц, которая сравнивается со скоростью вышележащих масс воздуха (рис. 1.20). Таким образом, из-за наличия вязкости воздуха его скольжение относительно летательного аппарата проявляется не резко по какой-либо одной плоскости, а более или менее плавно в тонком слое воздуха вблизи обтекаемой поверх-

ности. Этот слой, непосредственно прилегающий к поверхности тела, в котором происходит скольжение частиц воздуха и подобное выравнивание скоростей, называется пограничным слоем.

Вследствие наличия изменения (градиента) скорости по высоте (толщине) пограничного слоя в нем происходит вихреобразование, как это показано на рис. 1.20. Частица воздуха, напри-

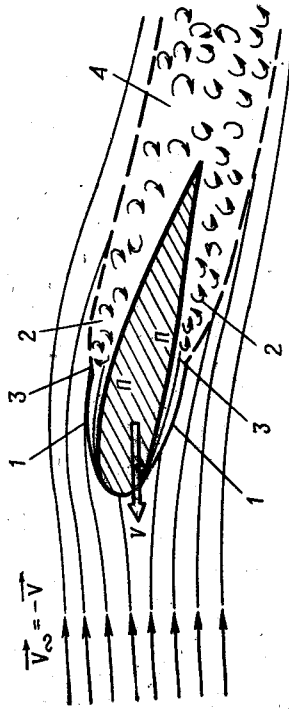


Рис. 1.21. Пограничный слой (увеличено): 1 — ламинарный; 2 — турбулентный; 3 — зона перехода; 4 — вихревой след (спутная струя)

мер $abcd$, приходит во вращательное движение, так как скорость поверхности cd частицы больше, чем скорость поверхности ab . Вне пограничного слоя (в основном или «внешнем» потоке) градиенты скорости по высоте малы и влияние вязкости практически отсутствует. Внешней границей пограничного слоя условно считают поверхность, на которой скорость воздуха достигает 99% скорости слоев (внешнего потока), находящихся далее.

Рассмотрим обтекание тел в обратном движении, например обтекание участка лопасти несущего винта. В начале, вблизи передней кромки, толщина пограничного слоя очень мала. Возникающие в слое микроскопические вихри не успевают заметно перемещать частицы воздуха по высоте (толщине) слоя. Течение воздуха здесь, как правило, слоистое, говорят — ламинарное. Этот участок пограничного слоя называется ламинарным (рис. 1.21).

По мере движения частиц вдоль поверхности влияние вязкости воздуха постепенно приводит к разрушению ламинарной структуры слоя. Начинается интенсивное перемешивание воздушных масс по толщине слоя. Такой пограничный слой называется турбулентным.

Соответственно физической природе образования ламинарного и турбулентного слоев распределение (профили) скоростей воздуха в них имеет различный вид (рис. 1.22). В ламинарном слое передача скорости движения от частицы к частице осуществляется главным образом за счет хаотического движения молекул. Поэтому нарастание скоростей по нормали (градиент dV/dy) у по-

верхности тела здесь более плавное, чем в турбулентном слое, в котором передача скоростей происходит не только за счет молекулярного движения, но также и вследствие перемешивания массы частиц воздуха при их вихревом движении. Поэтому и профиль скорости в турбулентном слое «полнее».

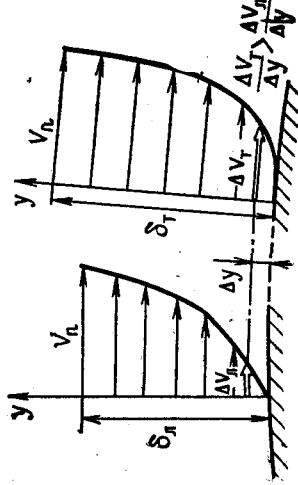


Рис. 1.22. Изменение (профиль) скоростей в пограничном слое:
а — в ламинарном; б — в турбулентном

тов и вертолетов при достаточной длине обтекаемых поверхностей величина δ достигает нескольких сантиметров.

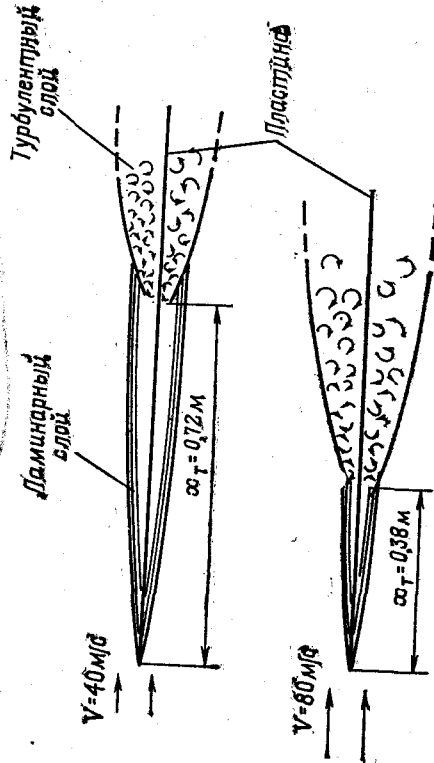


Рис. 1.23. Пограничный слой на гладкой плоской пластине при разных скоростях бестурбулентного потока (масштаб по оси y в 10 раз больше, чем по оси x , т. е. вдоль вектора $\vec{V}$)

Влияние пограничного слоя (вязкости) на аэродинамические характеристики летательных аппаратов обычно оценивают, исходя из опытных и теоретических данных, полученных применительно к тонкой плоской пластине при ее расположении параллельно линиям тока невозмущенного потока (рис. 1.23). Толщина лами-

нарного пограничного слоя возрастает примерно пропорционально $x^{1/2}$. При прочих равных условиях она меньше, чем толщина турбулентного слоя, изменяющаяся пропорционально $x^{3/4}$.

1.6.2. Число Рейнольдса

Важным показателем, который учитывает влияние комплекса факторов на пограничный слой и используется для определения его основных параметров, является число Рейнольдса (Re). Число Re представляет собой безразмерное соотношение:

$$Re = \frac{Vl}{\nu}, \quad (1.45)$$

где V — скорость воздуха во внешнем потоке; l — длина обтекаемого тела (характерный размер тела вдоль по потоку).

Для точки, удаленной на расстояние x от носка тела, можно подсчитать местное число Рейнольдса, если в формулу (1.45) вместо l подставить x . Чем больше x , тем больше местное число Re и тем сильнее завихренность пограничного слоя. При некотором значении $x = x_t$ слой становится турбулентным, а число Re , соответствующее x_t (положению точки перехода), называется критическим $Re_{кр}$:

$$Re_{кр} = \frac{Vx_t}{\nu}. \quad (1.46)$$

Опытным путем в ряде случаев, например для плоской пластины, можно определить координату точки перехода x_t и $Re_{кр}$.

Величина $Re_{кр}$ зависит от формы и состояния (шероховатости) поверхности обтекаемого потоком тела, а также от сжимаемости воздуха (значения M_∞), отношения температур тела и невозмущенного потока, а также степени турбулентности последнего. Значение $Re_{кр}$ увеличивается с улучшением обработки поверхности и с уменьшением степени турбулентности потока. Для тел определенной формы с определенной обработкой поверхности число $Re_{кр}$ при постоянной турбулентности потока оказывается мало изменяющимся в довольно широком диапазоне изменения условий обтекания. Например, для плоской пластины в обычных атмосферных условиях $Re_{кр} \approx 2 \cdot 10^6$. Зная величину $Re_{кр}$, можно определить положение точки перехода при различных скоростях потока и параметрах состояния воздуха:

$$x_t = \frac{Re_{кр} \nu}{V}. \quad (1.47)$$

Как видно, при увеличении скорости полета точка перехода смещается вперед, т. е. увеличивается участок, занятый турбулентным пограничным слоем (рис. 1.23).

Физически число Re характеризует роль сил вязкости по сравнению с силами нормального давления при движении тел. Действительно, число Re выражает отношение сил давления, propor-

циональных ρV^2 к силам вязкого трения, примерно пропорциональным величине $\mu \frac{V}{l}$ (если считать, что dV/dy составляет некоторую долю от V):

$$Re = \rho V^2 / \mu \frac{V}{l} = \frac{Vl}{\nu}.$$

Чем больше вязкость среды (больше ν) при прочих равных условиях, тем меньше число Re . При уменьшении вязкости среды число Re будет расти. Это значит, что при малых числах Re роль вязкости в рассматриваемом аэродинамическом явлении относительно велика, при больших Re — мала.

1.6.3. Силы трения в пограничном слое

В пограничном слое происходит передача энергии от движущегося тела к воздуху вследствие образования сил вязкого трения. Из формулы (1.4) следует, что сила трения, приходящаяся на единицу поверхности, т. е. напряжение трения $\tau = \frac{\Delta F}{\Delta S} = \mu \frac{dV}{dy}$, пропорционально градиенту скорости у поверхности тела $\left(\frac{dV}{dy}\right)_{y=0}$. При турбулентном слое напряжение трения значительно больше, чем при ламинарном, так как скорость частиц воздуха у поверхности пластины нарастает более интенсивно (рис. 1.22). Поэтому силы трения при турбулентном слое гораздо больше, чем при ламинарном. Так, при числах M до 0,5—0,6 для пластины площадью $S = b \cdot l$ (длина по потоку равна b , а ширина — единице) силы трения в пограничном слое определяются по формулам:

$$F_{\text{трл}} = \frac{2,66}{\sqrt{Re}} S \frac{\rho V^2}{2}; \quad (1.48)$$

при турбулентном слое

$$F_{\text{трт}} = \frac{0,144}{5} \frac{\rho V^2}{\sqrt{Re}} S, \quad (1.49)$$

где $Re = Vb/\nu$.

Если силы трения отнести к величине произведения $S \frac{\rho V^2}{2}$, то получаются значения безразмерных коэффициентов трения

$$C_{fл} = \frac{2,66}{\sqrt{Re}} \quad \text{и} \quad C_{fт} = \frac{0,144}{5 \sqrt{Re}}. \quad (1.50)$$

Обычно при обтекании пластины (и других тел) наблюдается смешанный пограничный слой. В этом случае, очевидно, коэффициент трения зависит не только от числа Re , но и от положе-

ния точки перехода, т. е. $C_f = f(Re, \bar{x}_T)$. На рис. 1.24 эта зависимость показана графически. Как видно, коэффициент трения с увеличением чисел Re и особенно $\bar{x}_T$ значительно уменьшается.

Так, при числах Re от $3 \cdot 10^6$ до 10^7 коэффициент C_f при полностью ламинарном слое примерно в шесть раз меньше, чем при полностью турбулентном. Поэтому для уменьшения сопротивления

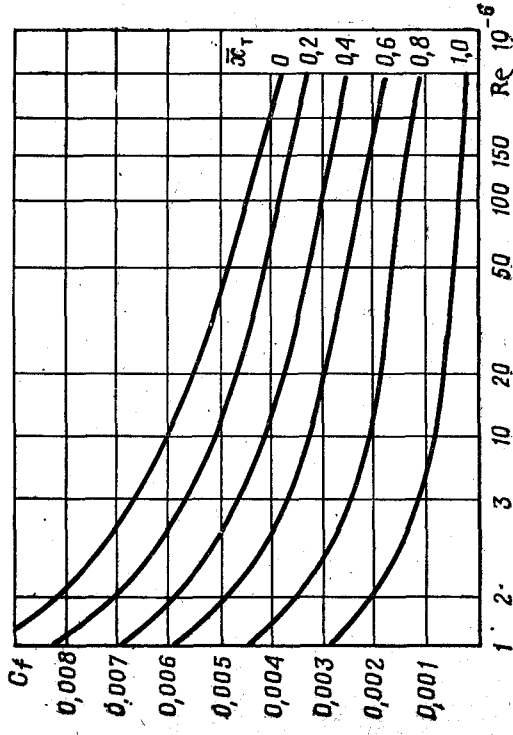


Рис. 1.24. Зависимость коэффициента трения пластины от числа Re и положения точки перехода $\bar{x}_T$.

ния трения необходимо, чтобы ламинарный слой занимал возможно большую часть поверхности обтекаемого тела. Для этого следует тщательно обрабатывать обтекаемые поверхности, уменьшать их шероховатость и устранять различные неровности, влияющие в процессе эксплуатации. Это существенно удлиняет ламинарный пограничный слой в тех случаях, когда поверхность не находится в потоке с повышенной турбулентностью, например в струе от несущего винта и т. п. Кроме того, необходимо учитывать влияние распределения давления по поверхности тела.

На рис. 1.25 показано течение над верхней выпуклой поверхностью тела. До точки A давление понижается, т. е. наблюдается отрицательный градиент давления $dp/dx < 0$ по направлению течения пограничного слоя. Этот градиент давления стремится ускорить движение частиц воздуха в пограничном слое, что способствует сохранению его ламинарной структуры. После точки A на заднем скате поверхности положительный градиент давления $dp/dx > 0$ в дополнение к силам трения приводит к затормаживанию частиц воздуха. Профиль скоростей в пограничном слое искажается в направлении, противоположном случаю $dp/dx < 0$.

(рис. 1.25, б, в, г). При этом в некоторой точке В под влиянием положительного градиента нижняя часть пограничного слоя останется, а за точкой В будет двигаться в обратном направлении (рис. 1.25, г)..

Притекание воздуха с двух сторон приводит к утолщению и последующему отрыву пограничного слоя в точке В. Следствием этого является появление за точкой В зоны срыва потока, которая

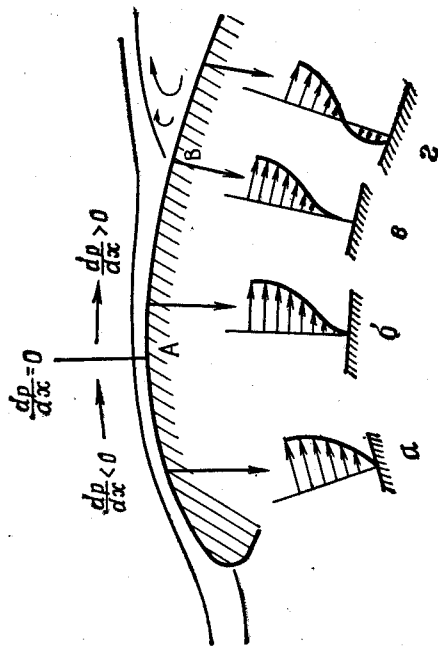


Рис. 1.25. Влияние градиента давления на пограничный слой:
В — точка отрыва; а, б, в, г — профили скоростей в пограничном слое (увеличено)

характерна интенсивным вихреобразованием. При этом существенно изменяется картина распределения давления по поверхности тела, что приводит к изменению равнодействующей сил давления. Подобный срыв потока при определенных условиях может наблюдаться на верхней поверхности лопасти несущего винта вертолета, задней поверхности плохо обтекаемых тел (втулки несущего винта, стоек шасси) и т. п. Так как турбулентный слой имеет более «полный» профиль скоростей, чем ламинарный, он может противостоять большим положительным градиентам давления, т. е. более устойчив по отношению к срыву потока. Поэтому ламинаризация пограничного слоя, выгодная в отношении силы трения, может оказаться в целом невыгодной, если она приводит к преждевременному отрыву потока. Вот почему в некоторых случаях вынуждены применять специальные турбулизаторы (завихрители), чтобы с помощью турбулентного пограничного слоя оттянуть зону срыва к задней кромке или исключить ее совсем. При этом сопротивление трения больше, чем при обтекании поверхности целиком ламинарным слоем, но общее сопротивление меньше, чем в случае комбинации «ламинарный слой плюс зона срыва».

Более совершенным способом затягивания срыва потока является искусственное ускорение движения воздуха в пограничном

слое на задних скатках поверхностей в районах возможного отрыва потока. Для этого применяются два способа:

— отсос пограничного слоя через пористую поверхность тела (или щели);

— сдув пограничного слоя, т. е. увеличение кинетической энергии слоя за счет дополнительной струи воздуха, вытекающей из специальной щели с большой скоростью по касательной к поверхности тела.

Управление пограничным слоем обеспечивает как уменьшение сопротивления, так и в еще большей степени существенное повышение несущих свойств поверхности (лопастей НВ или крыла).

Однако на лопастях НВ вертолетов управление пограничным слоем пока еще не применяется ввиду сложности конструктивного решения, а также вследствие существенно нестационарных обтекания (подпараграф 4.3.4), при котором влияние пограничного слоя еще недостаточно изучено.

Глава 2

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И ИХ КОЭФФИЦИЕНТЫ

§ 2.1. СИЛОВОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ДВИЖУЩИХСЯ ТЕЛ С ВОЗДУХОМ

2.1.1. Образование результирующей аэродинамической силы

Аэродинамическими силами называются силы, возникающие в результате механического взаимодействия движущихся твердых тел с воздухом.

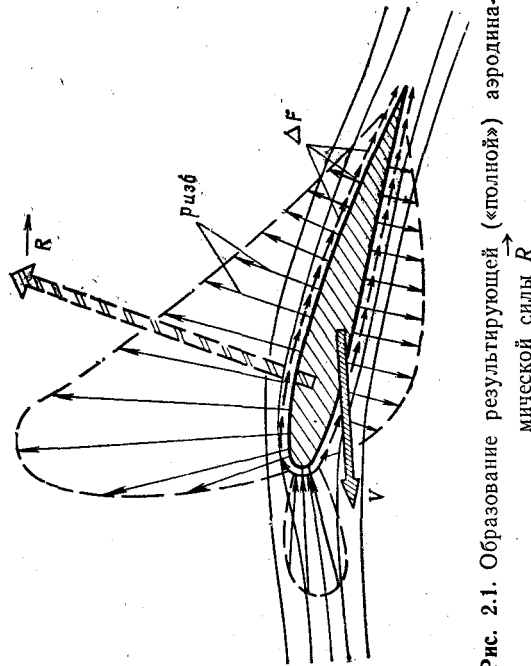


Рис. 2.1. Образование результирующей («полной») аэродинамической силы $\vec{R}$

Эти силы возникают только при движении тела относительно воздуха (или наоборот). При этом статическое давление становится различным в разных точках тела (§ 1.5). Вследствие скольжения воздуха относительно поверхности возникают силы трения. В результате на каждый элемент (участок) тела, движущегося в воздухе, действуют перпендикулярно к его поверхности неодинаковые силы давления («нормального давления») и по касательной к поверхности — силы трения (рис. 2.1).

Эти распределенные по поверхности силы (распределенную нагрузку) можно просуммировать и найти их результирующую (равнодействующую) силу. Эффект действия результирующей

силы на тело в целом точно такой же, как и всей распределенной нагрузки.

Равнодействующая нормальных сил давления и тангенциальных сил трения, действующих на поверхность тела, называется результирующей (полной) аэродинамической силой $\vec{R}$ (рис. 2.1) или просто аэродинамической силой.

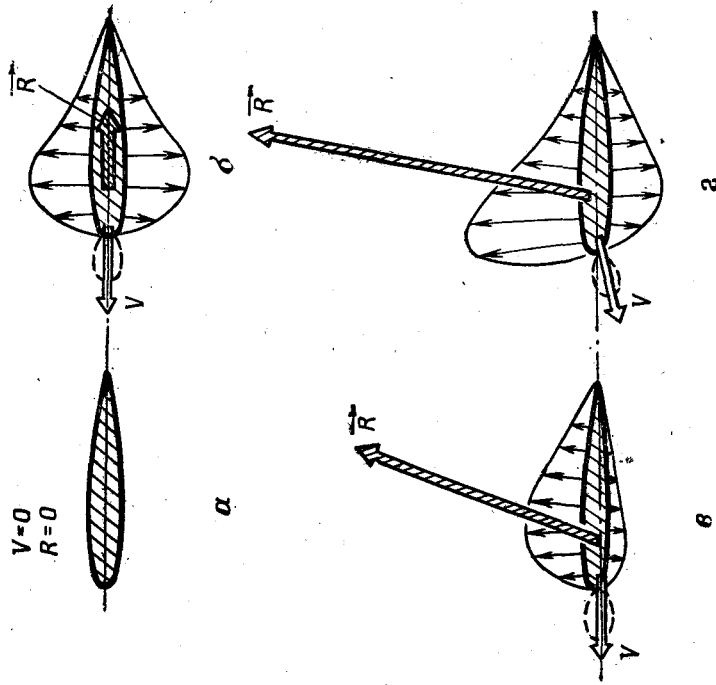


Рис. 2.2. Изменение величины и направления силы $\vec{R}$ в зависимости от величины и направления воздушной скорости для симметричного и несимметричного тела

Чем больше размеры тела заданной формы, тем больше поверхность, на которую воздействуют силы давления и трения, следовательно, тем больше и сила R .

Если нет движения тела относительно воздуха, т. е. $V=0$, аэродинамическая сила равна нулю (рис. 2.2, а).

По мере увеличения скорости полета и плотности воздуха R и сила R , поскольку увеличиваются как силы давления связи с возрастанием скорости напора, так и силы трения связи с увеличением вязкости воздуха и градиента скорости V/du в пограничном слое. Следовательно, при увеличении q увеличивается и сила R .

Если тело симметрично относительно направления скорости, т. е. при симметричном обтекании, когда распределение давления симметрично относительно направления $\vec{V}$, вектор силы R направлен против движения тела (рис. 2.2, б).

При несимметричном обтекании силы нормального давления, действующие на верхнюю и нижнюю поверхности тела, существенно различаются и не уравновешиваются. Это может быть как при несимметричном теле (рис. 2.2, в), так и при симметричном, если ось симметрии не совпадает с вектором $\vec{V}$ (рис. 2.2, г). При этом по сравнению со случаем, приведенным на рис. 2.2, б, результирующая аэродинамическая сила отклоняется в сторону действия большего разрежения (рис. 2.2, в, г). Отсюда видно, что на величину и направление полной аэродинамической силы влияют также форма тела и его положение относительно вектора скорости («ориентация в потоке»).

Из физической сущности образования полной аэродинамической силы ясно, что ее величина и направление зависят и от других причин, которые влияют на распределение давления по поверхности тела и величину сил трения: числа Re , определяющего степень проявления сжимаемости воздуха, числа Re , определяющего степень проявления вязкости воздуха, степени обработки (шероховатости) поверхности, ее температуры и других, более второстепенных факторов.

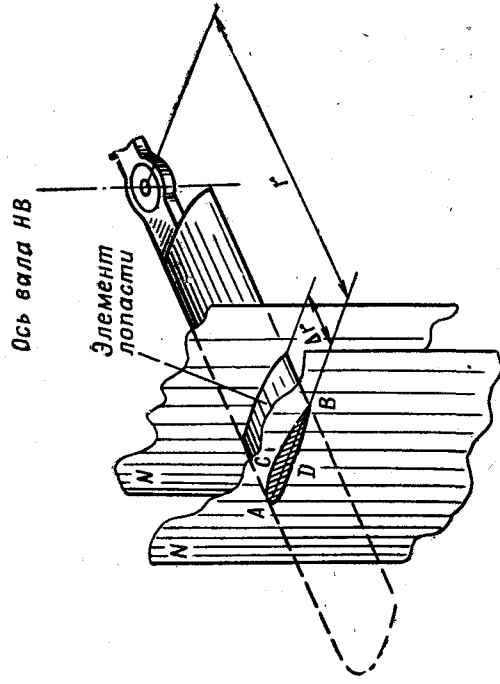
2.1.2. Основные координатные оси

В аэродинамике широко используются две системы прямоугольных координатных осей: скоростная $Oxuz$ и связанная $Ox_1y_1z_1$. Подробные сведения о них приведены в разд. 2. Здесь для простоты сведения об этих системах координат изложены применительно к профилю и элементу лопасти НВ.

Профилем лопасти называется контур, получающийся при пересечении лопасти плоскостью N , перпендикулярной ее продольной оси (рис. 2.3) на данном радиусе r . Прямая AB , соединяющая две наиболее удаленные точки профиля, называется хордой. Длина хорды обозначается буквой b . Кривые ACB и ADB называются соответственно верхней и нижней дужками профиля. Элементом лопасти называется ее участок шириной Δr , выделенный двумя плоскостями N (рис. 2.3).

Скоростные координатные оси Ox , Oy , Oz «связаны» с вектором скорости (рис. 2.4), так как ось Ox всегда (в любой момент) направлена по (параллельно) направлению вектора возмущенной скорости $\vec{V}$, ось Oy направлена перпендикулярно вектору $\vec{V}$ (оси Ox) в сторону верхней дужки профиля. Скоростные координатные оси поворачиваются относительно профиля в соот-

ветствии с изменением направления воздушной скорости. Начало скоростных и связанных осей обычно общее и выбирается на хорде профиля в соответствии с потребностями анализа.



Боковые оси Oz и Oz_1 той и другой системы координат направлены перпендикулярно плоскости xOy (или x_1Oy_1) вправо, если смотреть вдоль оси Ox_1 (или Ox), располагаясь головой по направлению оси y_1 (y).

Применительно к элементу рассматривается случай плоскопараллельного обтекания, когда вектор воздушной скорости и оси Ox и Oy лежат в плоскости профиля. При этом результирующая аэродинамическая сила $\vec{R}$ также находится в плоскости профиля.

Положение профиля относительно вектора воздушной скорости («ориентация в потоке») определяется углом атаки α между продольной осью Ox_1 (хордой) и вектором скорости (рис. 2.4). Если угол атаки равен нулю, связанные оси совпадают со скоростными.

2.1.3. Составляющие результирующей аэродинамической силы

Наиболее важные составляющие силы $\vec{R}$ находятся как ее проекции на описанные выше координатные оси. В общем случае сила $\vec{R}$ может иметь составляющие по каждой из координатных осей.

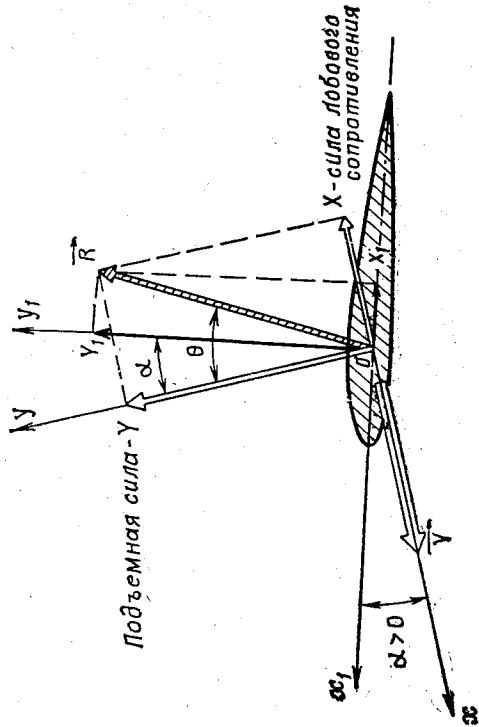


Рис. 2.5. Составляющие результирующей аэродинамической силы $\vec{R}$ в скоростной и связанной системах координат.

В скоростных осях составляющими результирующей аэродинамической силы являются сила лобового сопротивления (или просто лобовое сопротивление), подъемная и боковая силы (рис. 2.5).

Силой лобового сопротивления X называется составляющая (проекция) силы $\vec{R}$ по оси Ox , т. е. проекция силы $\vec{R}$ на направление воздушной скорости. Как видно из физической сущности образования аэродинамических сил, воздух всегда оказывает сопротивление движущемуся телу. Поэтому сила X имеется всегда. Она препятствует движению, стремится затормозить его, т. е. направлена в сторону, противоположную направлению скорости. Отсюда следует, что сила $\vec{R}$ всегда отклонена назад от плоскости, перпендикулярной воздушной скорости, а сила X всегда имеет отрицательное направление по оси Ox .

Подъемной силой Y (рис. 2.5) называется составляющая силы $\vec{R}$ по оси Oy , т. е. проекция силы $\vec{R}$ на перпендикуляр к вектору воздушной скорости, лежащий в плоскости симметрии тела.

В отличие от лобового сопротивления подъемная сила образуется не всегда, как это видно, например, из рис. 2.2, б. Ясно, что для уменьшения затрат энергии на полет желательно иметь возможно большую подъемную силу при возможно меньшем (в принципе неизбежном) сопротивлении.

Отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению характеризует аэродинамическое совершенство несущей поверхности и называется аэродинамическим качеством $K = \frac{Y}{X}$. Чем больше значение K , тем аэродинамически выгоднее профиль, крыло, летательный аппарат в целом (при условии использования $K_{\max}$).

Третья составляющая силы $\vec{R}$ — по оси Oz — появляется при так называемом скольжении тела, т. е. когда вектор воздушной скорости не находится в плоскости симметрии тела (в плоскости профиля). При плоскопараллельном обтекании элемента лопасти сила Z отсутствует.

Связь между величинами силы R и ее составляющих вытекает из геометрических соотношений

$$R = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}.$$

Проекции силы $\vec{R}$ на связанные оси Ox_1 , Oy_1 , Oz_1 называются соответственно продольной X_1 , нормальной Y_1 и поперечной Z_1 силами (рис. 2.5). У элемента лопасти при плоскопараллельном обтекании сила Z_1 , как и сила Z , отсутствует.

Между составляющими силы $\vec{R}$ в скоростных и связанных осях имеется вполне определенная зависимость. В наиболее простом случае (применительно к элементу лопасти или при полете без скольжения) эта связь в соответствии с рис. 2.5 выражается через угол атаки следующими формулами:

$$\begin{cases} X = X_1 \cos \alpha + Y_1 \sin \alpha; \\ Y = Y_1 \cos \alpha - X_1 \sin \alpha \end{cases} \quad (2.1)$$

или

$$\begin{aligned} X_1 &= X \cos \alpha - Y \sin \alpha; \\ Y_1 &= Y \cos \alpha + X \sin \alpha. \end{aligned} \quad (2.2)$$

При малых углах атаки ($\alpha \leq 0,2$ рад) можно принять $\sin \alpha \approx \alpha$ и $\cos \alpha \approx 1$. В связи с малостью силы X_1 по сравнению с Y_1 можно пренебречь величиной $X_1 \sin \alpha$, и формулы (2.1) принимают вид:

$$\begin{aligned} X &\approx X_1 + Y_1 \alpha; \\ Y &\approx Y_1. \end{aligned} \quad (2.3)$$

Значения составляющих результирующей аэродинамической силы позволяют, не определяя направления этой силы, условно заменить ее соответствующими двумя составляющими, действующие кобрых на тело аналогично действию реальной силы $\vec{R}$. Они зависят от тех же факторов, от которых зависит сама результирующая аэродинамическая сила.

2.1.4. Коэффициенты аэродинамических сил

В подпараграфе 2.1.1 было показано, что аэродинамическая сила пропорциональна размерам тела и скоростному напору $\rho V^2/2$. На этом основании формулы для расчета значений как результирующей аэродинамической силы, так и ее составляющих аналогичны и имеют следующий вид:

$$R = C_R S q; \quad (2.4)$$

$$X = C_X S q; \quad (2.5)$$

$$Y = C_Y S q; \quad (2.6)$$

$$Z = C_Z S q. \quad (2.7)$$

где $q = \rho V^2/2$ — скоростной напор, кгс/м²; S — характерная площадь, м²; C_R, C_X, C_Y, C_Z — коэффициенты пропорциональности, называемые соответственно коэффициентами полной аэродинамической силы, силы лобового сопротивления, подъемной силы и боковой.

Аэродинамическая сила зависит не только от размеров тела и скоростного напора, но и от целого ряда других факторов: формы тела, ориентации относительно скорости (угла атаки), чисел M и Re , состояния поверхности и т. д. Они учитываются аэродинамическими коэффициентами, т. е. от этих факторов зависят величины коэффициентов C_R, C_X, C_Y и C_Z .

В качестве площади S принимается какая-либо характерная площадь тела. Для элемента лопасти это произведение хорды на размах элемента — $b\Delta r$, для крыла — максимальная площадь проекции крыла и т. д.

Аэродинамическое качество может определяться как по величинам сил Y и X , так и по величинам их коэффициентов:

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{C_Y S q}{C_X S q} = \frac{C_Y}{C_X}. \quad (2.8)$$

Коэффициенты составляющих силы R в связанных осях координат обозначаются C_{x_1}, C_{y_1} и C_{z_1} . С их помощью записываются формулы для продольной, нормальной и поперечной сил:

$$\begin{aligned} X_1 &= C_{x_1} S q; \\ Y_1 &= C_{y_1} S q; \\ Z_1 &= C_{z_1} S q. \end{aligned} \quad (2.9)$$

Между аэродинамическими коэффициентами в скоростной и связанной системах координат сохраняется такая же зависимость, как и между силами при $C_z = 0$:

$$\begin{aligned} C_{x_1} &= C_x \cos \alpha - C_y \sin \alpha; \\ C_{y_1} &= C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha. \end{aligned} \quad (2.10)$$

2.1.5. Назначение и формы несущих поверхностей

Несущие поверхности предназначены в основном для создания аэродинамической подъемной силы, обеспечивающей возможность полета летательных аппаратов тяжелее воздуха и выполнение необходимых эволюций. К таким поверхностям относятся, например, крылья самолетов; несущие винты и крылья вертолетов, а также некоторые другие.

Условия полета самолетов по дальности, скорости и высоте в соответствии с их предназначением различны. В разных условиях наиболее выгодными оказываются различные формы крыльев. Поэтому на практике у современных самолетов наблюдается большое многообразие форм крыльев. Вертолеты выполняют задачи в более узком диапазоне условий. Однако и у них несущие поверхности (винты и крылья) достаточно разнообразны.

Несущий винт состоит из лопастей. Хотя каждая лопасть работает в более сложных условиях, чем крыло, геометрически они схожи и описываются примерно одинаковым перечнем характеристик. К ним относятся параметры, характеризующие форму в плане и форму поперечных сечений (профилей). Форма крыла (лопасти) в плане определяется формой максимальной проекции крыла на плоскости. Площадь этой проекции называется площадью крыла (лопасти).

Различают прямоугольные, трапециевидные, стреловидные, треугольные и другие формы крыльев (рис. 2.6). Лопасти бывают прямоугольными, трапециевидными и комбинированными по форме.

Линии (обводы), ограничивающие размеры крыльев, называются кромками. На рис. 2.6 буквами AB, ABC обозначены передние кромки, DE, DEF — задние кромки, AD, BE, CF — боковые. Расстояние между боковыми кромками называется размахом крыла и обозначается l .

Крылья Лопасти НВ

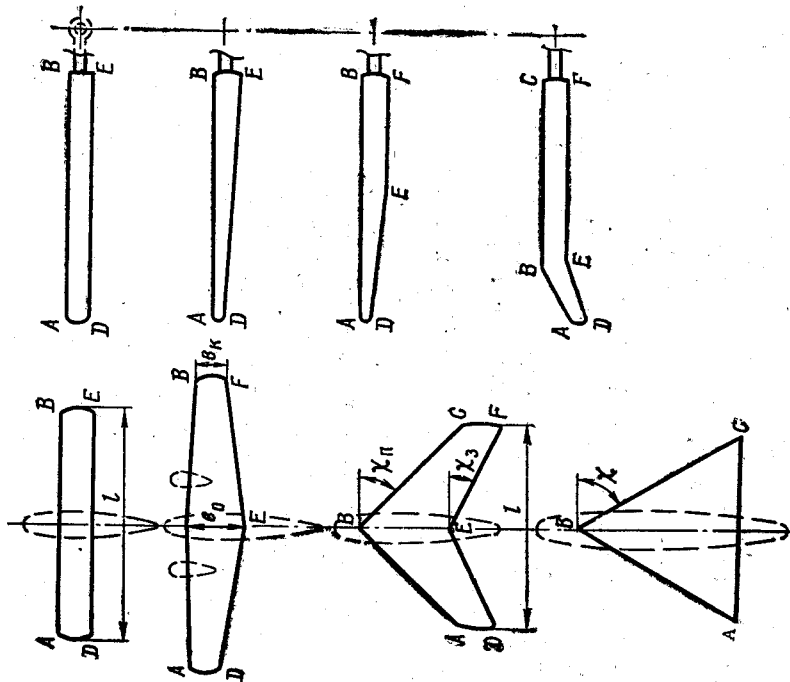


Рис. 2.6. Формы крыльев и лопастей в плане

Крылья имеют плоскость симметрии, разделяющую их на левые и правые консоли, или полукрылья. У лопастей нет плоскости симметрии, но несущий винт имеет ось симметрии (она же — ось вала НВ).

Формы профилей, т. е. формы сечений, параллельных плоскости симметрии крыльев и перпендикулярных передней кромке лопастей, очень сходны, зачастую одинаковы. Помимо хорды каждый профиль имеет и другие геометрические параметры (рис. 2.7).

Линию, проведенную через середины отрезков, перпендикулярных хорде и ограниченных дужками профиля, называют сред-

ней линией. Наибольший такой отрезок (CD) определяет максимальную толщину профиля — $c_{\max}$.

Различают профили симметричные (относительно хорды) и несимметричные. У симметричных профилей средняя линия совпадает с хордой. Несимметричные профили бывают двояковыпуклые, плосковыпуклые, S-образные и другие. У несимметричных профилей средняя линия криволинейна. Максимальную стрелу прогиба средней линией $f_{\max}$ называют кривизной профиля.

Наиболее удобно характеризовать профиль относительными величинами — отношениями его основных параметров к длине хорды.

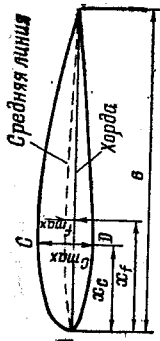


Рис. 2.7. Геометрические характеристики профиля

Так получают относительные толщина $\bar{c} = c_{\max}/b$ и кривизна $\bar{f} = f_{\max}/b$ профиля, а также координаты максимальной толщины $\bar{x}_c = x_c/b$ и кривизны $\bar{x}_f = x_f/b$. Для лопастей НВ вертолетов применяются в основном толстые профили с относительной толщиной 12—16%.

Если хорды всех сечений крыла лежат в одной плоскости, крыло (лопасть) называется плоским. Если же хорды профилей повернуты одна относительно другой и не лежат в одной плоскости, крыло (лопасть) называется геометрически закрученным. Может применяться и аэродинамическая крутка, когда по размаху крыла (лопасти) применяются различные профили как по форме, так и по толщине c и кривизне f .

Форма крыла (лопасти) в плане также характеризуется относительными величинами:

— удлинением

$$\lambda = \frac{l}{b_{\text{ср}}} = \frac{l^2}{S}, \quad (2.11)$$

где $b_{\text{ср}}$ — средняя геометрическая хорда крыла (лопасти). Удлинение лопастей у современных вертолетов $\lambda = 20 \div 22$;

— сужением $\eta = b_0/b_k$, где b_0 и b_k — хорды профилей, расположенных соответственно в корне крыла (комле лопасти) и на конце. У прямоугольных лопастей сужение $\eta = 1$.

Кроме того, форма крыла в плане характеризуется углами стреловидности (рис. 2.6) по передней кромке χ_n и по задней кромке χ_3 между осью Oz_1 и соответствующей кромкой. Угол стреловидности может быть переменным по размаху крыла, а также изменяемым по воле летчика в полете (у самолетов с крылом изменяемой геометрии). У крыльев современных скоростных самолетов углы стреловидности по передней кромке достигают $60 \div 70^\circ$. У лопастей несущих винтов также могут быть реловидные концевые части, или законцовки (рис. 2.6).

§ 2.2. ПОДЪЕМНАЯ СИЛА

2.2.1. Физика образования

Появление подъемной силы, т. е. составляющей силы $\vec{R}$, перпендикулярной направлению движения (воздушной скорости), возможно только при отбрасывании воздуха несущей поверхностью в направлении, перпендикулярном вектору воздушной скорости $\vec{V}_\infty = -\vec{v}$.

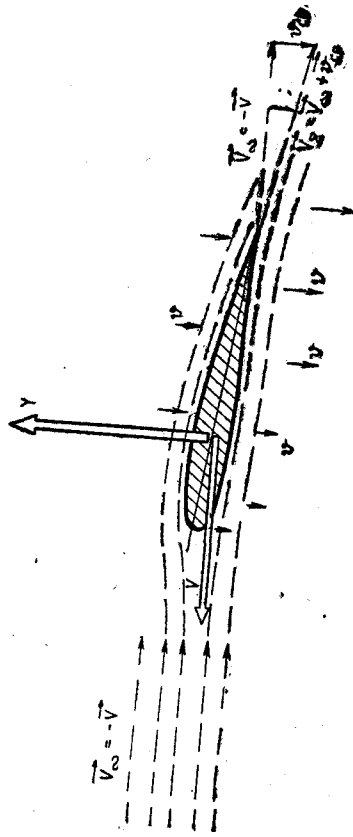


Рис. 2.8. Физика образования подъемной силы

рости (рис. 2.8). При этом частицам воздуха сообщается некоторая, так называемая индуктивная скорость v (различная в разных точках), а несущая поверхность вследствие инертности воздуха испытывает с его стороны силу реакции, которая и является подъемной силой.

Для каждого элементарного участка лопасти, действующего на элементарную массу воздуха Δm , согласно второму закону механики подъемная сила

$$\Delta Y = \Delta m \frac{dv}{dt}. \quad (2.12)$$

Это положение распространяется на любой участок лопасти, крыла и т. д., следовательно, и на все тело в целом. Таким образом, подъемная сила численно равна силе реакции воздуха, отбрасываемого перпендикулярно направлению движения (в плоскости симметрии тела).

В обратном движении (штриховые линии на рис. 2.8) появление индуктивных скоростей означает изменение направления скорости $\vec{V}_\infty$ — скашивание потока на угол скоса ϵ .

Индуктивные скорости (скос потока) и подъемная сила могут возникнуть только при несимметричном обтекании тела — крыла, элемента лопасти и т. п., т. е. при различии в спектрах обтекания и в распределении давления на верхней и нижней сторонах

несущей поверхности. При симметричном профиле лопасти (крыла) это получается, если угол атаки не равен нулю. Если профиль несимметричный, подъемная сила может быть и при нулевом угле атаки, поскольку несимметричное распределение скоростей и давления воздуха по верхней и нижней поверхностям вызывает движение воздушных масс с индуктивными скоростями v .

2.2.2. Расчетные формулы

На практике для определения Y обычно пользуются формулой (2.6) $Y = C_y S \rho V^2 / 2$.

Для расчетов по этой формуле надо знать величину коэффициента C_y , которую определяют теоретически или экспериментально, т. е. опытным путем, для тел заданной формы, проводя

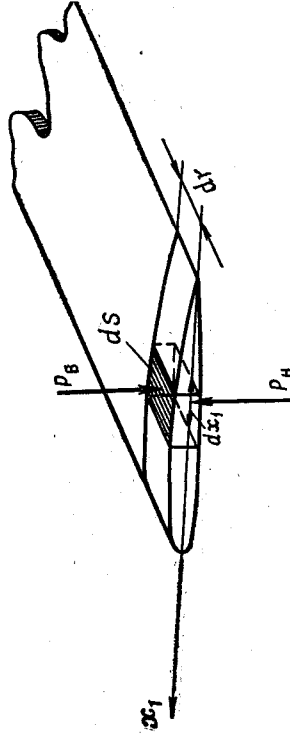


Рис. 2.9. К определению C_y по величинам давления

их испытания в аэродинамических трубах (§ 2.7). При этом C_y определяется либо непосредственно на основании измерения величин подъемной силы, либо по распределению давления, входящий к образованию отношения эффект отбрасывания воздуха, распределения давления по поверхности тела.

Если выделить на элементе лопасти (рис. 2.9) участок площадью в плане $dS = dx_1 dy$, нормальная сила dY_1 , приходящая в итоге действия сил давления p_n на верхнюю и p_n на нижнюю поверхности этого участка, равна $dY_1 = (p_n - \bar{p}_n) dS$.

Суммируя эти силы (интегрируя) по всей площади S элемента лопасти (всей лопасти, крыла и т. п.) и перейдя к коэффициентам давления, получим

$$Y_1 = \int_S (p_n - \bar{p}_n) dS = \frac{\rho V^2}{2} \int_S (\bar{p}_n - \bar{p}_n) dS. \quad (2.13)$$

другой стороны, $Y_1 = C_{y1} S \rho V^2 / 2$.

Сравнив это выражение с (2.13), получим

$$C_y = \frac{1}{S} \int_S (\bar{p}_n - \bar{p}_a) dS. \quad (2.14)$$

Учитывая, что при малых α $Y=Y_1$ (§ 2.1) и $C_y \approx C_{y1}$ и перейдя к средним значениям коэффициентов давления по нижней ($\bar{p}_{n1}$) и верхней ($\bar{p}_{a1}$) поверхностям, получим

$$C_y = (\bar{p}_{n1})_{cp} - (\bar{p}_{a1})_{cp}. \quad (2.15)$$

Таким образом, коэффициент C_y определяется разностью давлений между нижней и верхней поверхностями тела. Изменение картины распределения давления приводит к изменению подъемной силы, что выражается в виде изменения ее коэффициента C_y .

2.2.3. Подъемная сила при малых M

Влияние угла атаки. Зависимость C_y от угла атаки α показана на рис. 2.10. Угол атаки, при котором подъемная сила равна

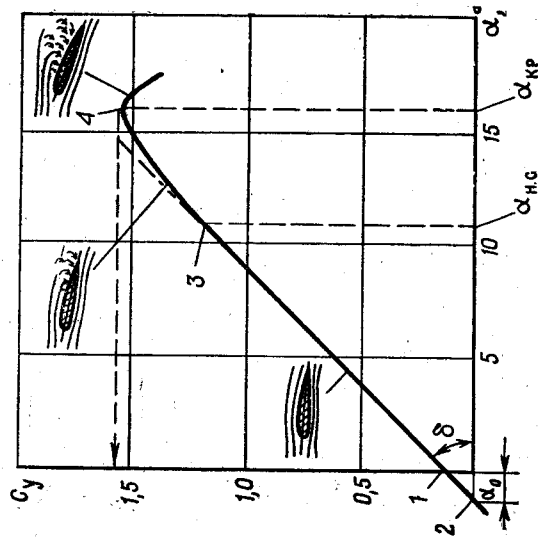


Рис. 2.10. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

нулю ($C_y=0$), обозначается α_0 — точка 2 на рис. 2.10. Значение α_0 зависит от кривизны профиля. При симметричном профиле $\alpha_0=0$.

При несимметричном профиле и $\alpha=0$ $C_y > 0$ (точка 1 на рис. 2.10), так как струйки воздуха, обтекающие верхнюю по-

верхность, поджаты более сильно, чем у нижней, и, следовательно, $(\bar{p}_n)_{cp} > (\bar{p}_a)_{cp}$.

Увеличение угла атаки приводит, с одной стороны, к усилению поджатия струек, увеличению скорости потока и разрежения на верхней поверхности, а с другой стороны, — к подтормаживанию потока и повышению давления на все большей части нижней поверхности (рис. 2.11). Это значит, что индуктивные скорости и количество движения отбрасываемого воздуха увеличиваются. Вследствие этого подъемная сила элемента лопасти (крыла) при увеличении угла атаки возрастает, что выражается в увеличении C_y .

Рост подъемной силы при увеличении угла атаки вначале происходит линейно, т. е. пропорционально росту угла атаки. При этом связь между величиной C_y и углом атаки выражается формулой

$$C_y = C_y^\alpha (\alpha - \alpha_0), \quad (2.16)$$

где $C_y^\alpha = \frac{dC_y}{d\alpha}$ — производная зависимости $C_y = f(\alpha)$ по углу атаки.

Величина C_y^α теоретически может достигать $2\pi = 6,28$ 1/рад. Реально для хороших профилей $C_y^\alpha = 5,5 \div 5,7$ 1/рад.

Линейная зависимость $C_y = f(\alpha)$ сохраняется лишь в ограниченном диапазоне углов атаки (до $8-10^\circ$), пока сохраняется плавное, безотрывное обтекание. При дальнейшем увеличении угла атаки на заднем скате элемента лопасти начинает развиваться зона срыва пограничного слоя, плавность обтекания нарушается. Это приводит к значительному вихреобразованию и уменьшению разрежения в этой зоне. В результате темп роста C_y по мере увеличения α свыше $8-12^\circ$ все более замедляется. Зависимость $C_y = f(\alpha)$ отходит от линейной примерно при значении угла атаки, равном $\alpha_{кр}$ (точка 3 на рис. 2.10).

Дальнейшее увеличение угла атаки приводит ко все большему расширению срывной зоны. Подъемная сила, достигнув некоторо-го максимального значения, начинает уменьшаться, так как по-ступающий рост α приводит к распространению зоны срыва почти всю верхнюю поверхность элемента. Вид срывной зоны и характер ее развития зависят также от формы и толщины профиля элемента лопасти.

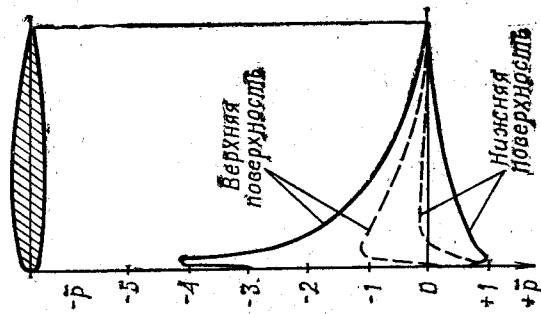


Рис. 2.11. Распределение давления по поверхности элемента лопасти при $\alpha=4^\circ$ (штриховые линии) и $\alpha=12^\circ$ (сплошные линии) при $M=0,1$

На рис. 2.12 показаны спектры обтекания участка лопасти в потоке от аэродинамической трубы, полученные с помощью шелковинки. При небольших углах атаки 2—6° видно (рис. 2.12, а)

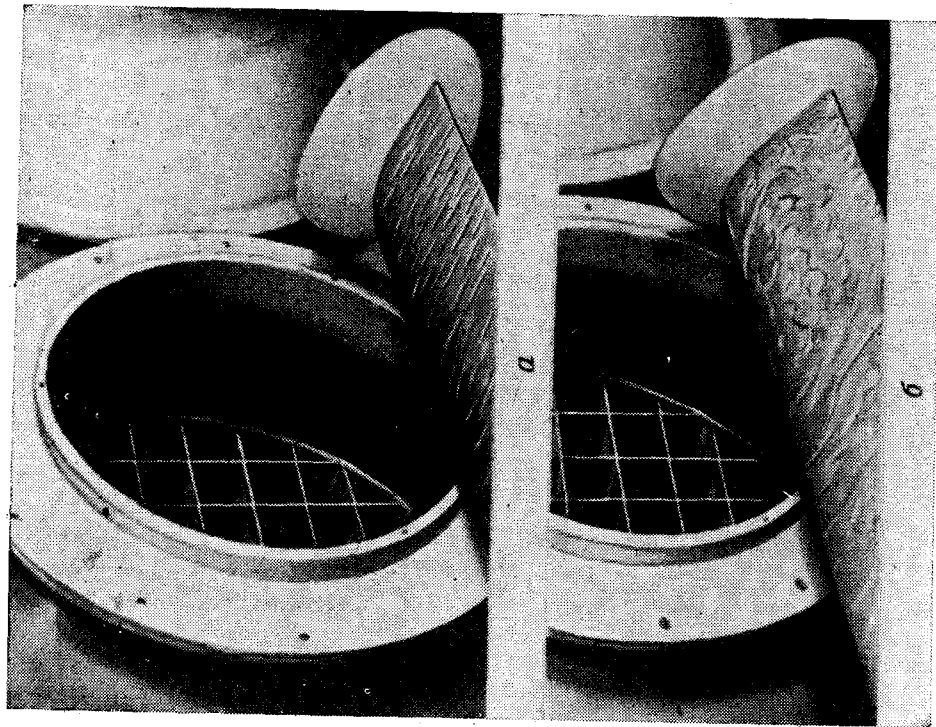


Рис. 2.12. Спектры обтекания участка лопасти при малом (а) и закритическом (б) углах атаки

плавное, безотрывное обтекание — шелковинки прилегают к поверхности лопасти и располагаются строго по потоку. На закритических углах атаки $\alpha = 18 \div 20^\circ$ (рис. 2.12, б) шелковинки отстают от поверхности лопасти и закручиваются, обеспечивая тем самым визуальное наблюдение срывных явлений,

Угол атаки, при котором подъемная сила достигает максимального значения, т. е. $C_y = C_{y_{\max}}$ (точка 4 на рис. 2.10), называется критическим и обозначается $\alpha_{\text{кр}}$. Значения $\alpha_{\text{кр}}$ и коэффициента $C_{y_{\max}}$ зависят от формы, относительной толщины профиля, чисел Re и M . У профилей, применяемых для лопастей НВ, толщина $\delta = 14 \div 16\%$ значения $\alpha_{\text{кр}} = 14 \div 16^\circ$ и $C_{y_{\max}} = 1,2 \div 1,5$.

Влияние вязкости воздуха (числа Re). На линейном участке зависимости $C_y = f(\alpha)$ (при безотрывном обтекании) вязкость воздуха оказывает несущественное влияние на величину подъемной силы. Срыв пограничного слоя приводит к завихрению и отрыву внешнего потока, что немедленно сказывается на распределении давления и величине подъемной силы. Начало и характер развития отрыва пограничного слоя зависят от его структуры. Следовательно, вязкость воздуха влияет на подъемную силу главным образом на нелинейном участке ее зависимости от угла атаки, что сказывается на величинах $\alpha_{\text{кр}}$ и $C_{y_{\max}}$.

Степень проявления влияния вязкости воздуха, как известно, характеризуется величиной числа Рейнольдса — Re . При малых числах Re ламинарный пограничный слой сохраняется на большом участке. При увеличении числа Re точка перехода приближается к носу профиля и пограничный слой становится преимущественно турбулентным. Турбулизация пограничного слоя затягивает отрыв потока, поэтому значения критического угла атаки и $C_{y_{\max}}$ должны увеличиваться. Это наглядно видно на рис. 2.13. При увеличении числа Re от $0,042 \cdot 10^6$ до $3,0 \cdot 10^6$ величина $\alpha_{\text{кр}}$ увеличивается от 9 до 16° , а $C_{y_{\max}}$ — соответственно от 0,9 до 1,5. Следовательно, при увеличении размеров или скорости движения несущих поверхностей в воздухе (до проявления явления сжимаемости) их несущие свойства увеличиваются. Это явление необходимо учитывать в летной практике при полетах на критических (околосрывных) режимах, не допуская уменьшения оборотов НВ, особенно при высоких температурах наружного воздуха (больших значениях γ).

Влияние формы профиля. Для несущих поверхностей каждого отдельного аппарата обычно используются один-два вида (одна-серия) профилей, но с различной толщиной, а иногда и с различной кривизной.

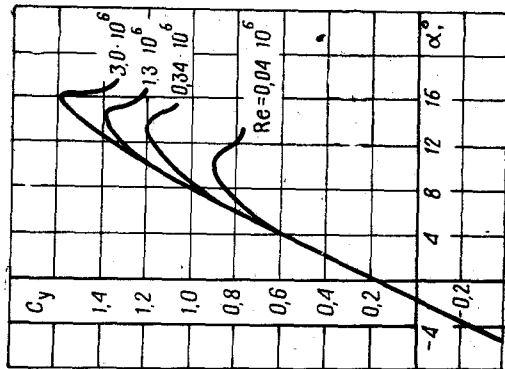


Рис. 2.13. Влияние числа Re на зависимость $C_y = f(\alpha)$

На рис. 2.14 показано влияние относительной кривизны профиля на зависимость $C_y = f(\alpha)$ для симметричного ($f=0$) и несимметричного ($f=6\%$) профилей. Как видно, увеличение кривизны профиля смещает зависимость $C_y = f(\alpha)$ эквидистантно влево вверх. При этом увеличиваются величины $\alpha_{кр}$ и $C_{y\max}$, а также абсолютное значение α_0 . Физическая сущность этого эффекта заключается в увеличении разрежения на спинке

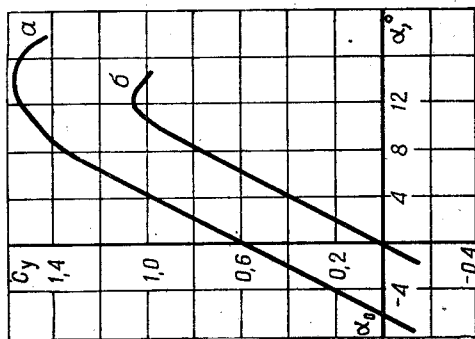


Рис. 2.14. Влияние относительной кривизны профиля на зависимость $C_y = f(\alpha)$:

a — профиль с $f=0$; б — профиль с $f=6\%$ (симметричный профиль)

профиля с большей кривизной и увеличении давления на нижней поверхности, т. е. в увеличении разности давлений $(p_a)_{cp}$ —

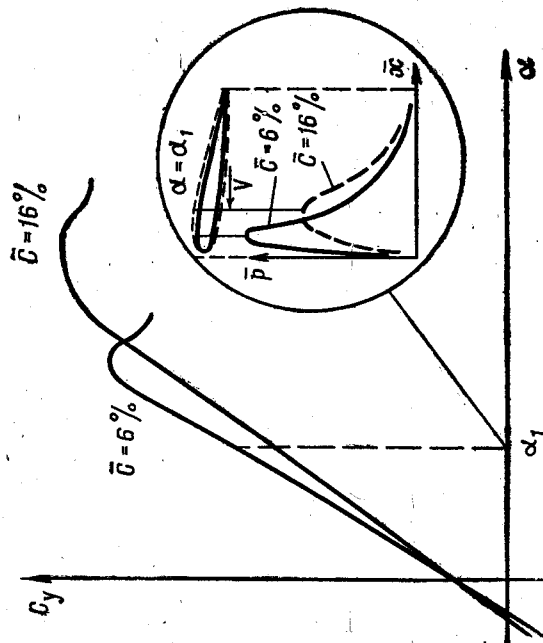


Рис. 2.15. Влияние толщины профиля на зависимость $C_y = f(\alpha)$

$(p_a)_{cp}$ у профиля с большей кривизной при одном и том же угле атаки.

Влияние толщины профиля проявляется менее резко, как это видно из рис. 2.15. При малых углах атаки относительная толщина профиля вообще оказывает небольшое влияние на подъемную силу. Однако величина C_y , т. е. наклон зависимости $C_y = f(\alpha)$ к оси α , у толстых профилей несколько меньше, чем у тонких. Это объясняется более резким ростом разрежения над носовой частью тонких профилей вследствие ее более резкого закругления. Вместе с тем это приводит обычно к более раннему срыву потока и уменьшению $\alpha_{кр}$ и $C_{y\max}$ у тонких профилей по сравнению с толстыми.

§ 2.3. СИЛА ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

2.3.1. Физика образования

Физическая сущность образования силы лобового сопротивления вытекает из природы аэродинамической силы $\vec{R}$. Сила лобового сопротивления определяется проекцией сил давления на направление скорости и силами трения в пограничном слое. Таким образом, лобовое сопротивление складывается из сопротивления давления X_d и сопротивления трения $X_{тр}$.

Сопротивление давления определяется как разность между суммарными силами давления, приходящимися на переднюю (по направлению скорости) и кормовую части тела. По своей природе эта разность может иметь различное происхождение, поэтому сопротивление давления подразделяется на несколько видов.

При полете с малыми скоростями, когда сжимаемость не проявляется, сопротивление давления имеет вихревое происхождение, т. е. объясняется затратами энергии на образование вихрей. Выделяют две причины возникновения вихрей. Прежде всего вихреобразование всегда происходит в пограничном слое при движении любого тела в воздухе и выражается в виде спутного следа (рис. 1.21). При этом происходит уменьшение (потеря) полного давления по длине тела.

Полное давление в спутном следе меньше, чем перед телом, и ответственно сумма давлений на кормовую часть тела меньше, чем на носовую. Возникающая вследствие этого разность давления представляет собой сопротивление давления «в чистом виде» — X_d .

Такова сила сопротивления давления в простейшем случае, пример при движении элемента лопасти с симметричным профилем под нулевым углом атаки.

Если же несущая поверхность создает подъемную силу, то для образования необходимы дополнительные затраты энергии на разсыпание воздуха, т. е. создание схода потока. При этом образуются также концевые вихри, т. е. вихри, сходящиеся с концов

крыла, лопастей НВ и т. п., как показано на рис. 2.16. Н. Е. Жуковский назвал их свободными вихрями. Возникновение этих вихрей можно объяснить перетеканием воздуха на концевых участках несущей поверхности снизу вверх — из области повышенного давления в область пониженного давления. Образование скоса потока и концевых вихрей при создании подъемной силы требует

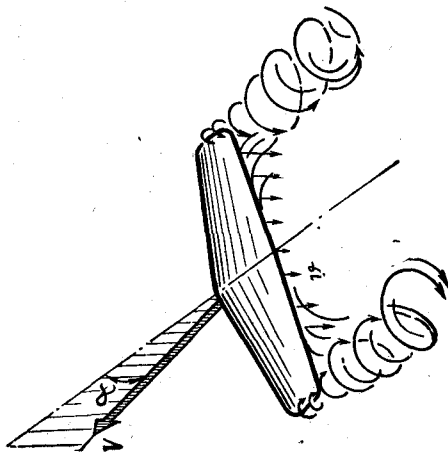


Рис. 2.16. Индуктивные скорости и концевые («свободные») вихри за крылом

дополнительного расхода энергии и выражается в соответствующем изменении распределения давления по поверхности и появлении дополнительного сопротивления, называемого индуктивными — $X_{\text{инд}}$.

Как видим, это сопротивление имеет также вихревой характер, а название его вытекает из связи с образованием индуктивных скоростей (индуцированием несущей поверхностью скоса потока). При полете с критическими и тем более со сверхзвуковыми скоростями происходит образование скачков уплотнения (ударных волн). Это выражается в перераспределении давления (рис. 1.19) и появлении дополнительного сопротивления, называемого волновым — $X_{\text{в}}$. Волновое сопротивление объясняется дополнительным (по сравнению с малыми скоростями) расходом энергии на поддержание движения тела, образующего скачки.

Итак, в общем случае сила лобового сопротивления X имеет четыре слагаемых:

$$X = X_{\text{д}} + X_{\text{тр}} + X_{\text{инд}} + X_{\text{в}}. \quad (2.17)$$

Сопротивления давления $X_{\text{д}}$ и трения $X_{\text{тр}}$ имеются всегда (рис. 2.17), индуктивное сопротивление $X_{\text{инд}}$ возникает только при образовании подъемной силы, а волновое сопротивление — при образовании скачков уплотнения. Часто сумму $X_{\text{д}} + X_{\text{тр}}$ называют

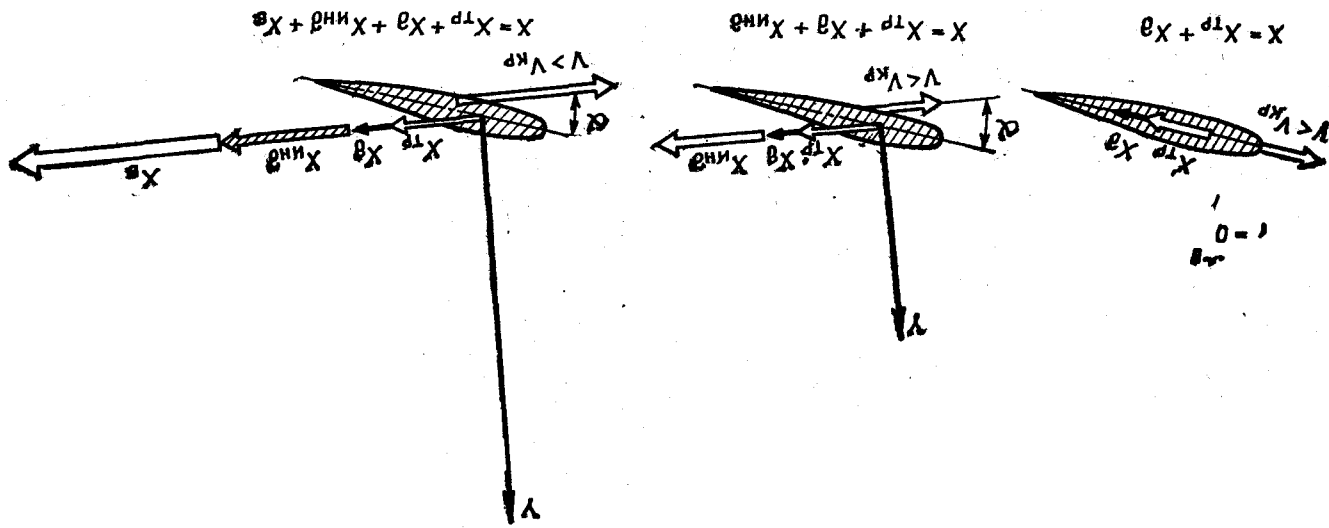


Рис. 2.17. Составляющие силы лобового сопротивления в различных условиях

профильным сопротивлением X_p , поскольку только эти два вида определяют силу сопротивления крыла бесконечного размаха с данным профилем в плоскопараллельном потоке при малых скоростях полета.

2.3.2. Расчетные формулы

Величина силы лобового сопротивления определяется по приведенной ранее формуле (2.5):

$$X = C_x S \rho V^2 / 2.$$

Расчетные формулы для отдельных слагаемых силы лобового сопротивления совершенно аналогичны. У каждой слагаемой силы X имеется свой коэффициент. Поэтому общий коэффициент C_x

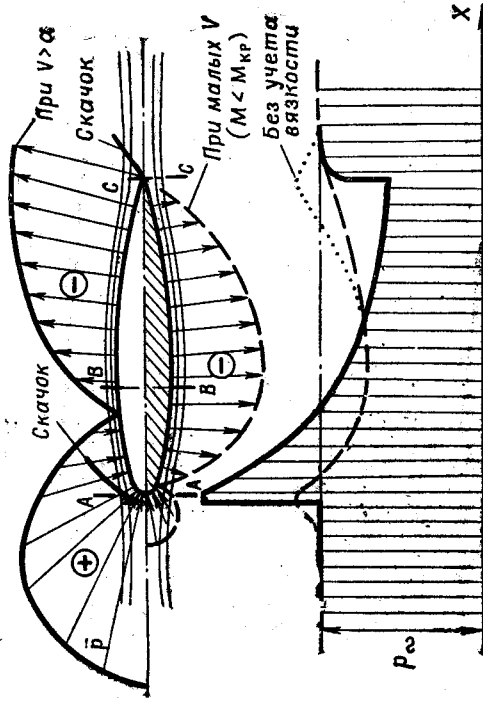


Рис. 2.18. Картины распределения давления при малых и сверхзвуковых скоростях

силы лобового сопротивления на основании равенства (2.17) можно представить в виде суммы:

$$C_x = C_{x_d} + C_{x_{тр}} + C_{x_{инд}} + C_{x_b}. \quad (2.18)$$

Таким образом, определение коэффициента силы лобового сопротивления производится с учетом каждого вида сопротивления, и в конечном счете обеспечивает учет всей совокупности факторов, влияющих на силу лобового сопротивления в целом.

Сопротивление давления при отсутствии (без учета) подъемной силы. Появление и развитие сопротивления давления хорошо видны из рис. 1.18 и 1.19, которые для большей наглядности в дан-

ном случае целесообразно совместить. На рис. 2.18 показано распределение давления по поверхности элемента лопасти с симметричным профилем при $\alpha=0$, штриховой линией — при малых и сплошной — при сверхзвуковых скоростях движения. В этих условиях коэффициент силы сопротивления давления (аналогично коэффициенту подъемной силы) может быть выражен с помощью средних значений коэффициентов давления на передней (до миделя) и кормовую части:

$$C_{x_1} = \frac{S_m}{S} [(\bar{p}_n)_{cp} - (\bar{p}_z)_{cp}], \quad (2.19)$$

где $(\bar{p}_n)_{cp}$ и $(\bar{p}_z)_{cp}$ — средние значения коэффициентов давления соответственно на передней и задней (кормовой) частях элемента лопасти;

S_m — площадь миделя элемента лопасти;

S — площадь элемента лопасти в плане.

В формуле (2.19) по сравнению с (2.15) отношение S_m/S появилось потому, что суммарные силы давления, действующие вдоль оси Ox , определяются по площади миделя, а действующий C_x относится (как и C_y) к площади элемента лопасти в плане. Если бы воздух не обладал вязкостью, на малых скоростях давление в прилегающих к элементу струйках распределялось бы так, как показано пунктирной линией на рис. 2.18. После прохождения максимального поперечного размера (миделева сечения) элемента лопасти давление в расширяющейся дальше струйке увеличилось бы в соответствии с его уменьшением в сужающейся ее части на пути AB . Давление в сечении струйки CC было бы равным давлению в сечении AA . Это вытекает из уравнения Бернулли, поскольку скорости воздуха в струйке до и после прохождения тела были бы одинаковы. В результате суммарные силы давления, действующие вдоль оси Ox на носовую (до миделя) и кормовую части элемента лопасти, были бы одинаковы, т. е. не было бы сопротивления давления.

Однако вязкость воздуха приводит к постоянному вихреобразованию в пограничном слое (§ 1.6), а энергия возникшего вихревого движения воздуха не может в рассматриваемых условиях естественным образом превратиться вновь в энергетическое давление, как это происходит при торможении поступательного движения воздуха. Поэтому увеличение давления в струйках, расширяющихся на заднем скате элемента лопасти, меньше, чем при свободном течении воздуха без завихрений, на величину, соответствующую расходу (потерям) энергии на вихреобразование. Соответственно суммарная сила давления на кормовую часть элемента лопасти (и любого тела) меньше, чем на носовую. Разность их сил и представляет собой сопротивление давления. По мере роста воздушной скорости растут перепады давления в струйках соответственно все сильнее проявляется сжимаемость воздуха. Коэффициенты положительного избыточного давления увеличива-

ются, отрицательного — уменьшаются, и сопротивление давления постепенно увеличивается.

Болновое сопротивление. Если воздушная скорость превысила критическое значение $V_{кр}$, появляются скачки уплотнения и к сопротивлению от вихреобразования добавляется новая значительная часть за счет расхода энергии на создание и продвижение скачков уплотнения.

Из рис. 2.18 видно, как сказывается появление скачков на картине распределения и сопротивлении давления. При движении со сверхзвуковой скоростью происходит резкое повышение давления на головном скачке перед носовой частью тела. В центральной части этот скачок практически прямой и местная воздушная скорость за ним — дозвуковая. Далее в сужающейся части каждой струйки воздушная скорость возрастает вплоть до скорости звука в минимальных их сечениях (в районе минделя) и, став сверхзвуковой, продолжает возрастать в расширяющихся частях струек вплоть до хвостика, где скачком уменьшается. В результате непрерывного увеличения местных воздушных скоростей происходит плавное понижение давления вдоль всей поверхности, как это показано сплошной линией на рис. 2.18.

Перепад давления между носовой и кормовой частями элемента лопасти по сравнению с малыми (докритическими) скоростями резко возрастает, что означает резкий рост сопротивления давления. Этот дополнительный перепад давления, вызванный волновым кризисом (образованием скачков уплотнения), и есть волновое сопротивление. Величина C_{xb} обычно определяется опытным путем.

Индуктивное сопротивление (сопротивление давления, зависящее от величины подъемной силы). Индуктивное сопротивление — это, образно говоря, «плата» за подъемную силу. Для расчета индуктивного сопротивления необходимо определить энергию, затраченную на создание подъемной силы. До взаимодействия несущей поверхности с воздухом взаимное их перемещение определяется вектором воздушной скорости $\vec{V}$. После взаимодействия воздух дополнительно приобретает перпендикулярную $\vec{V}$ индуктивную скорость, среднее значение которой обозначим $v_{ср}$. Следовательно, крыло придает некоторой массе воздуха m_c , с которой оно взаимодействует в секунду, количество движения $m_c v_{ср}$ (и кинетическую энергию $\frac{m_c v_{ср}^2}{2}$) в направлении, перпендикулярном $\vec{V}$.

На основании формулы (2.12) импульс элементарной подъемной силы равен изменению количества движения массы воздуха, с которой взаимодействует данный элемент. Соответственно секундный импульс подъемной силы всей несущей поверхности равен изменению количества движения массы m_c :

$$Y = m_c v_{ср}. \quad (2.20)$$

Приобретаемая воздухом кинетическая энергия $\frac{m_c v_{ср}^2}{2}$ создается за счет работы движущей силы, преодолевающей силу индуктивного сопротивления. Эта движущая сила должна быть равна силе $X_{инд}$. При воздушной скорости V она совершает секундную работу $X_{инд} V$. Поэтому

$$X_{инд} V = \frac{m_c v_{ср}^2}{2}. \quad (2.21)$$

откуда

$$X_{инд} = Y \frac{v_{ср}}{2V}. \quad (2.22)$$

Непосредственно у крыла средняя индуктивная скорость v' в два раза меньше, чем итоговая $v_{ср}$:

$$v' = \frac{v_{ср}}{2}.$$

Отношение же $v'/v = \lg \varepsilon \approx \varepsilon$ представляет собой величину угла скоса потока у крыла. Поэтому формулу (2.22) можно записать в виде

$$X_{инд} = Y \varepsilon,$$

или, переходя к коэффициентам аэродинамических сил,

$$C_{x_{инд}} = C_y \varepsilon. \quad (2.23)$$

Величины ε и C_y на линейном участке зависимости $C_y = f(\alpha)$ также пропорциональны: чем больше скос потока, тем больше C_y (подъемная сила), т. е. $\varepsilon = AC_y$, где A — коэффициент пропорциональности. Коэффициент индуктивного сопротивления приобретает окончательный вид:

$$C_{x_{инд}} = AC_y^2. \quad (2.24)$$

Как видим, «плата» за подъемную силу находится в квадратичной зависимости от величины этой силы. На величину индуктивного сопротивления большое влияние оказывает также форма несущей поверхности, и прежде всего ее удлинение. Чем больше удлинение, тем меньше затраты на образование концевых вихрей по отношению к общим затратам на создание подъемной силы. При малом удлинении несущей поверхности концевые вихри занимают относительно большую часть размаха. Следовательно, для создания одинаковой подъемной силы при малом удлинении несущей поверхности затраты на вихреобразование (и индуктивное сопротивление) больше, чем при большом удлинении. Эти физические закономерности выражаются в зависимости коэффициента A от удлинения, которая на дозвуковых скоростях имеет вид:

$$A = \frac{0.32 + \lambda}{\lambda}. \quad (2.25)$$

где δ — поправка, зависящая от формы крыла в плане. Для эллиптического крыла $\delta=0$. Для стреловидных и треугольных крыльев величина δ достигает наибольших значений, до 0,06—0,08.

Физический смысл формул (2.24) и (2.25) вытекает из принципа получения подъемной силы. Как видно из выражения (2.20), одну и ту же величину Y можно получить, отбрасывая меньшую часть воздуха m_c с большей скоростью v_{cp} или, наоборот, большую массу m_c с меньшей скоростью.

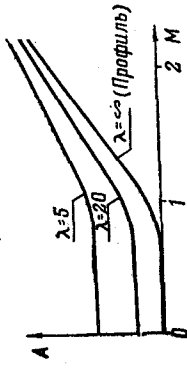


Рис. 2.19. Влияние удлинения и числа M на коэффициент A

лучение возрастает в 3 раза! Поэтому несущие поверхности большого удлинения, «опирающиеся» на большие массы воздуха, т. е. использующие при образовании подъемной силы большие m_c , позволяют получить ее при меньших v_{cp} и соответственно имеют меньшее индуктивное сопротивление. С этой точки зрения выгодны крылья большого удлинения (например, у планеров), несущие винты большого диаметра и т. д.

При сверхзвуковых скоростях индуктивное сопротивление, кроме вихревого, приобретает также волновое происхождение. Увеличение угла атаки и в этом случае обеспечивает прирост подъемной силы, но при этом увеличивается интенсивность скачков уплотнения. Последнее приводит к росту волнового сопротивления давления, которое в данном случае относится к индуктивному, поскольку связано с образованием подъемной силы. Появляется так называемая волновая часть индуктивного сопротивления, которая обычно больше вихревой его части. Количественно это выражается в резком увеличении коэффициента A на сверхзвуковых скоростях, как показано на рис. 2.19.

Сопротивление трения. Силы вязкого трения в пограничном слое образуют сопротивление трения, действующее со стороны воздуха на движущееся тело.

Сопротивление трения в пограничном слое плоской пластины хорошо изучено, известна и зависимость ее коэффициента трения C_f от числа Re и структуры пограничного слоя. Поэтому силу сопротивления трения $X_{тр}$ какого-либо тела определяют как сопротивление трения плоской пластины, имеющей поверхность (удвоенную площадь, $2S_{пл}$), равновеликую поверхности тела $S_{пов}$, а коэффициент C_f определяют по формулам (1.50) или по графи-

кам в соответствии с числом Re и свойствами (характером образования) поверхности данного тела:

$$X_{тр} = C_f S_{пов} \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.26)$$

где $S_{пов}$ — поверхность трения («омываемая» поверхность).

Тогда коэффициент силы сопротивления трения, отнесенный, как и все аналогичные коэффициенты, к характерной площади тела S , будет равен

$$C_{X_{тр}} = \frac{X_{тр}}{S \frac{\rho V^2}{2}} = C_f \frac{S_{пов}}{S}. \quad (2.27)$$

При определении C_f учитывается как величина числа Re , так и положение точки перехода $x_{тр}$ ламинарного пограничного слоя в турбулентный, если $Re > Re_{кр}$.

2.3.3. Сила лобового сопротивления при малых M

При малых воздушных скоростях и соответственно числах M , меньших критических, сила лобового сопротивления X может складываться из следующих видов сопротивления: давления, трения и индуктивного сопротивления. Следовательно, коэффициент этой силы C_x при малых скоростях полета выражается формулой

$$C_x = C_{x_d} + C_{x_{тр}} + C_{x_{инд}}. \quad (2.28)$$

Коэффициент сопротивления имеет наименьшее значение $C_{x_{мин}}$ при углах атаки, близких к нулю. В отличие от C_y коэффициент C_x никогда не уменьшается до нуля и тем более не принимает отрицательных значений. Величина коэффициента силы сопротивления при отсутствии подъемной силы (при $\alpha=0$) обозначается C_{x_0} . Величина C_{x_0} представляет собой коэффициент профильного сопротивления (при $\alpha=0$), включающего X_d и $X_{тр}$:

$$C_{x_0} = C_{x_d} + C_{x_{тр}}. \quad (2.29)$$

У симметричных профилей $\alpha_0=0$ и $C_{x_{мин}}=C_{x_0}$. У несимметричных профилей величина $C_{x_{мин}}$ также близка к C_{x_0} .

Рассмотрим, как изменяются составные части коэффициента силы лобового сопротивления при увеличении угла атаки для несущей поверхности (рис. 2.20).

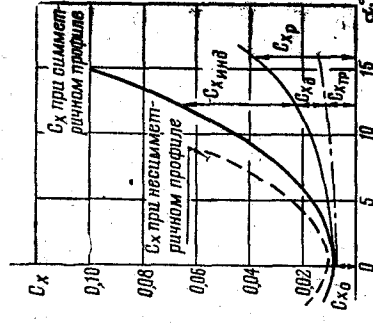


Рис. 2.20. Зависимость коэффициента C_x и его составляющих от угла атаки ($M=0,3$)

Сопротивление трения с увеличением α немного увеличивается, так как рост положительного градиента давления на верхней поверхности элемента при увеличении α приводит к смещению точки перехода вперед. Участок, занятый ламинарным пограничным слоем, сокращается, а увеличение длины турбулентного пограничного слоя вызывает рост $C_{x,тр}$. В рассматриваемых условиях трение является основным видом сопротивления и для со-временных несущих поверхностей на малых углах атаки $C_{x,тр}$ до-стигает 85—90% C_x .

Сопротивление давления с увеличением α изменяется более заметно, чем сопротивление трения. На малых углах атаки у со-временных профилей наблюдается плавное, безотрывное обтека-ние с очень малым вихреобразованием. Поэтому сопротивление давления небольшое и составляет 10—15% силы профильного со-противления.

При увеличении угла атаки в пределах линейной зависимости $C_y = f(\alpha)$, где сохраняется безотрывное обтекание, рост $C_{x,d}$ не-значителен. Когда же начинается срыв потока, сопротивление давления увеличивается более резко, так как вихреобразование захватывает не только пограничный слой, но и все большую часть внешнего потока. Коэффициент $C_{x,d}$ возрастает и при углах атаки $\alpha_{кр}$ и более может достигнуть величины $C_{x,тр}$ и превзойти ее. Особенно интенсивный рост $C_{x,d}$ наблюдается при $\alpha > \alpha_{кр}$.

Индуктивное сопротивление появляется у несущих поверхно-стей конечного размаха при $\alpha \neq \alpha_0$. Его величина резко увеличи-вается по мере роста угла атаки, особенно при малом удлинении несущей поверхности, так как в соответствии с формулой (2.24) коэффициент $C_{x,нд}$ пропорционален квадрату угла атаки и обрат-но пропорционален удлинению:

$$C_{x,нд} = \frac{(0,32 + \delta)(C_y^2)^\lambda}{\lambda} \quad (2.30)$$

В итоге для несущей поверхности зависимость $C_x = f(\alpha)$ в рассматриваемых условиях имеет вид, показанный на рис. 2.20.

Влияние относительной толщины профиля (в используемом диапазоне для лопастей НВ) и чисел Re на C_x значительно сла-бее влияния угла атаки. Коэффициент $C_{x,нд}$ вообще практически не зависит от s и Re . Увеличение относительной толщины про-филя s приводит к незначительному увеличению сопротивления давления и трения вследствие усиления вихреобразования на зад-них скаках элемента лопасти. Увеличение чисел Re приводит к некоторому небольшому уменьшению коэффициента профильного сопротивления, в основном вследствие уменьшения коэффициента сопротивления трения.

§ 2.4. ВЛИЯНИЕ СЖИМАЕМОСТИ ВОЗДУХА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И ИХ КОЭФФИЦИЕНТЫ

2.4.1. Сущность влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики

Сжимаемость воздуха проявляется тем больше, чем больше воздушная скорость тела V (и число $M = V/a$). Из полученного в главе I выражения (1.31)

$$\frac{dV}{V} = \frac{1}{M^2 - 1} \frac{df}{f}$$

видно, что рост числа M при одинаковом изменении поперечного сечения струйки приводит к большему изменению местной воз-душной скорости в ней, чем в несжимаемом потоке, к увеличению перепадов давления и оказывает влияние на картину распреде-ления давления по поверхности тела. Поэтому изменение аэро-динамических сил при росте воздушной скорости V происходит не просто пропорционально V^2 , а с учетом перераспределения давления, что находит отражение в изменении коэффициентов C_y и C_x .

В процессе проявления сжимаемости воздуха при увеличении воздушной скорости наблюдаются два основных рубежа — дости-жение $M_{кр}$ и $M = 1$. Выход на $M_{кр}$ и его превышение означают на-чало и развитие смешанного обтекания, когда при дозвуковой воздушной скорости имеются местные сверхзвуковые зоны и скач-ки уплотнения. Число $M = 1$ является рубежом, после которого движение происходит со сверхзвуковыми воздушными скоро-стями.

Величина $M_{кр}$ зависит от того, на сколько местные скорости обтекания превышают воздушную скорость элемента.

Поскольку максимальная местная скорость (в том числе и рав-ная скорости звука при $M = M_{кр}$) достигается в точке минималь-ного давления, существует связь между значениями P_{min} и $M_{кр}$.

Так как величина P_{min} зависит и от угла атаки, $M_{кр}$ для дан-ного профиля зависит от угла атаки. Для иллюстрации этих положений на рис. 2.21 показана зависимость $M_{кр}$ от относитель-ной толщины профиля элемента лопасти на разных углах атаки. Как видно, с увеличением s и α величина $M_{кр}$ уменьшается, что связано с увеличением минимального разрежения (P_{min}) и, сле-довательно, максимальных местных скоростей обтекания при оди-наковой величине воздушной скорости V . Влияние s на величину $M_{кр}$ также наглядно видно из рис. 2.22 по более раннему по-ложению волнового сопротивления у профилей с большими тол-щинами.

При больших числах M сжимаемость воздуха начинает ока-зывать влияние и на сопротивление трения, поскольку изменяются условия течения воздуха в пограничном слое. Это происходит как

вследствие изменения распределения давления, так и в результате повышения температуры торможения при росте числа M . Однако эти факторы оказывают существенное влияние на сопротивление

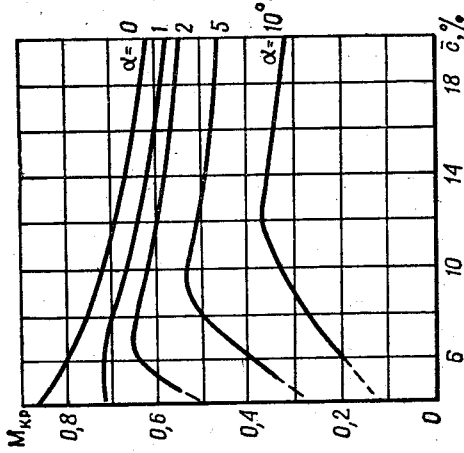


Рис. 2.21. Влияние относительной толщины профиля и угла атаки на критическое число M

трения лишь при числах M , значительно больших единицы. Поэтому в пределах аэродинамики вертолетов влиянием сжимаемости на $C_{xтр}$ можно пренебречь.

2.4.2. Зависимость коэффициентов C_y и C_x от числа M

Изложенные выше существо и закономерности проявления сжимаемости воздуха позволяют обосновать влияние ее на подъемную силу и силу лобового сопротивления, проявляющиеся в изменении коэффициентов C_y и C_x .

На рис. 2.23 показаны зависимости C_y и C_x от числа M для элемента лопасти при постоянном значении угла атаки и прочих равных условиях. Угол атаки взят небольшой, поэтому индуктивное сопротивление незначительно и принято постоянным в рассматриваемом диапазоне чисел M .

До критического числа M (рис. 2.23, а). Увеличение скорости полета и числа M от малых значений постепенно приводит к увеличению C_y в соответствии с описанным характером изменения картины распределения давления. При этом величина коэффициента подъемной силы с учетом сжимаемости воздуха $C_{yск}$ при

одном и том же угле атаки увеличивается при росте числа M по сравнению с $C_{yнеск}$ (без учета сжимаемости) по закону

$$C_{yск} = \frac{KC_{yнеск}}{\sqrt{1-M^2}}. \quad (2.31)$$

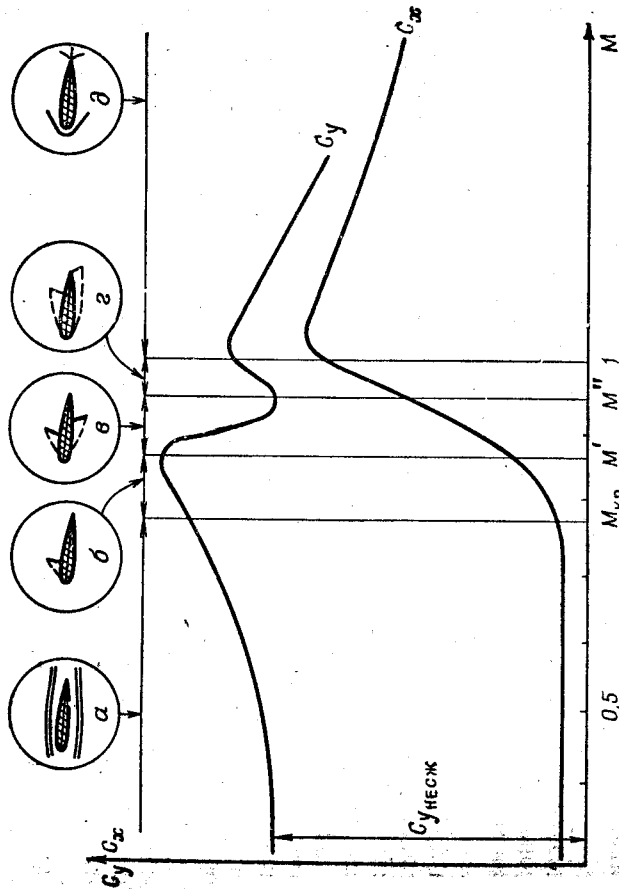


Рис. 2.23. Зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от числа M при неизменном угле атаки

Соответственно увеличивается и угол наклона зависимости $C_y = f(\alpha)$ на линейном участке

$$C_x^a = \frac{KC_{yнеск}^a}{\sqrt{1-M^2}}. \quad (2.32)$$

В формулах (2.31) и (2.32) коэффициент K учитывает характер распределения давления (форму профиля) и число M . При малых числах M (до 0,3—0,4) коэффициент $K=1$, при больших — несколько меньше.

Коэффициент C_x силы лобового сопротивления на малых скоростях практически не изменяется, начиная несколько возрастать при приближении к $M_{кр}$.

От $M_{кр}$ до M' . При превышении $M_{кр}$ коэффициент C_y продолжает возрастать вследствие появления и роста на верхней поверхности элемента лопасти местной сверхзвуковой зоны и соответствующего увеличения разрежения в этой области (рис. 2.23, б). Такая картина и рост C_y продолжаются до числа $M=M'$. Коэф.

фицент C_x после $M_{кр}$ резко возрастает вследствие появления скачка уплотнения, которым заканчивается сверхзвуковая зона (возникает волновое сопротивление).

От M' до M'' (рис. 2.23, в). При достижении некоторого числа M , равного $M' > M_{кр}$, волновой кризис наступает и на нижней поверхности элемента лопасти. Появление сверхзвуковой зоны и соответствующий рост разрежения на нижней поверхности приводят к резкому падению C_y , что продолжается до $M = M''$. Волновое сопротивление и, следовательно, коэффициент C_x возрастают еще более энергично после $M = M'$ из-за наличия скачка не только на верхней, но и на нижней поверхности элемента лопасти.

От M' до $M = 1$ (рис. 2.23, г). Достижение $M = M''$ характерно тем, что скачок на нижней поверхности, сдвигаясь назад по мере увеличения числа M , вышел на хвостик профиля, в то время как скачок на верхней поверхности еще не достиг хвостика. Поэтому при увеличении числа M больше M'' происходит дальнейший рост сверхзвуковой зоны и разрежения на верхней поверхности, что вызывает новый участок возрастания C_y , но не выше C_y при $M = M'$. Величина C_x на этом участке продолжает увеличиваться вследствие увеличения интенсивности скачков уплотнения сверху и снизу элемента лопасти.

Эти закономерности сохраняются до числа M , равного или несколько большего единицы, когда впереди появляется головной скачок, а местные скачки выходят на хвостик элемента лопасти (рис. 2.23, д).

На сверхзвуковых скоростях (при $M > 1$). Дальнейшее увеличение числа M приводит к монотонному уменьшению и C_y , и C_x . При $M > (1,4 \div 1,5)$ для современных профилей можно считать, что коэффициент подъемной силы не зависит от формы и толщины профиля, а зависит только от угла атаки и определяется по формуле

$$C_y = \frac{4\alpha}{\sqrt{M^2 - 1}}. \quad (2.33)$$

Уже при незначительном превышении скорости звука ($M \approx 1,1$) величина C_y меньше, чем при $M_{кр}$, и по мере роста сверхзвуковых скоростей продолжает уменьшаться. Это не значит, что при $M > 1$ подъемная сила элемента лопасти меньше, чем при малых скоростях, — в формуле (2.6) уменьшается лишь коэффициент пропорциональности.

Величина коэффициента C_x , уменьшаясь по мере роста чисел M , все же обычно остается больше значения C_x при $M_{кр}$.

Уменьшение коэффициентов C_y и C_x при $M > 1$ физически объясняется уменьшением угла наклона головной скачка при увеличении M . При этом более заостренный вид приобретает сочетание «тело плюс головной скачок», что уменьшает коэффициент C_x . Одновременно при этом снижается эффективность работы тела

по отбрасыванию воздуха перпендикулярно $\vec{V}$, что уменьшает коэффициент C_y .

Уменьшение C_y и C_x при постоянном угле атаки означает, что при $M > 1$ подъемная сила и сила лобового сопротивления растут не пропорционально V^2 , а медленнее.

Заканчивая анализ влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические силы, необходимо особо подчеркнуть значительный рост силы лобового сопротивления в диапазоне чисел M от $M_{кр}$ до $M \approx 1$. Резкое ступенчатое увеличение C_x в несколько раз в этом диапазоне чисел M (рис. 2.23) означает рост силы лобового сопротивления пропорционально третьей, а то и четвертой-пятой степеням скорости V . Эта «ступенька» C_x и есть тот звуковой барьер, который в авиации не могли преодолеть до появления турбореактивных и ракетных двигателей.

§ 2.5. ПОЛЯРА

2.5.1. Понятие «поляра» и характерные точки поляры

Каждому значению угла атаки любого тела соответствует определенная сила $\vec{R}$ (рис. 2.24), т. е. определенные значения коэффициентов подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x . При плавном изменении угла атаки от α_1 до

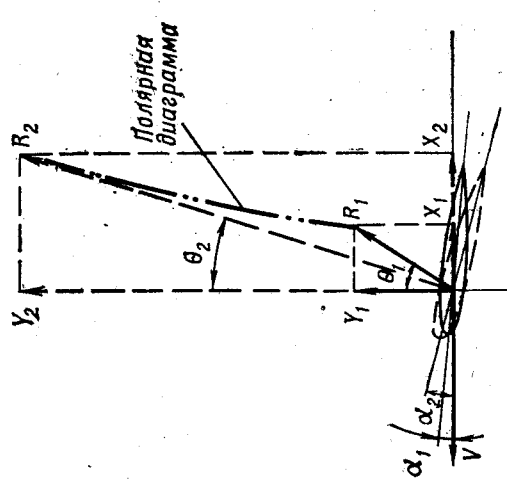


Рис. 2.24. Участок полярной диаграммы (годографа) силы $\vec{R}$ при изменении угла атаки

α_2 конец вектора $\vec{R}$ на рис. 2.24 пойдет по штрихпунктирной линии.

Для анализа условий и возможностей выполнения полета важно знать обе величины и C_y , C_x , т. е. знать, какова при данной (потребной) подъемной силе сила лобового сопротивления. Поэтому большое практическое значение имеет объединяющий график, показывающий взаимосвязь между C_y и C_x . Этот график, называемый поларой, вытекает из рис. 2.24, если от сил перейти к их координатам. Тогда в координатах C_y , C_x конец вектора коэффициента C_R при изменении угла атаки опишет линию, подобную линии R_1R_2 на рис. 2.24, т. е. полярную диаграмму, или поляр.

Практически для удобства использования полярно строят в различных масштабах по осям C_y и C_x из-за того, что в диапазоне летных углов атаки величины C_y в несколько раз больше, чем C_x . Обычно масштаб C_x выбирают в 5 или 10 раз крупнее, чем масштаб по оси C_y .

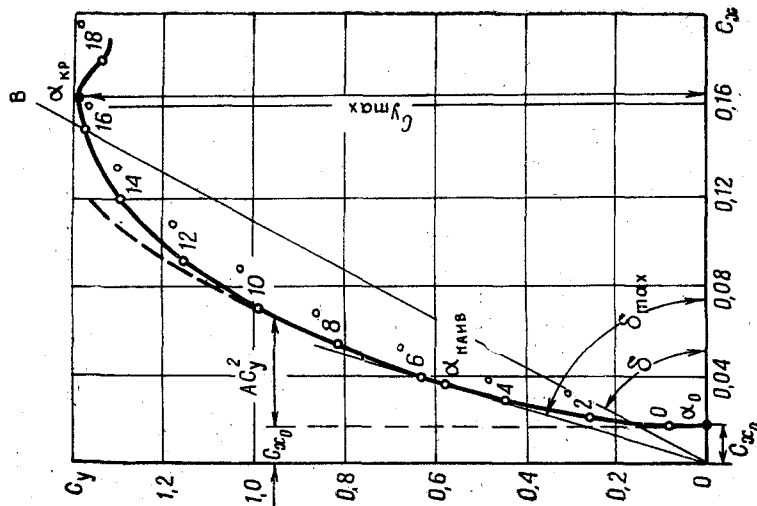


Рис. 2.25. Поляра ($\lambda \approx 8$; $M = 0,3$)

На поляре, как правило, производится разметка углов атаки, определяющих данные значения C_y и C_x (конкретные точки). Характер поляры вытекает из характерных особенностей зависимостей $C_y=f(\alpha)$ и $C_x=f(\alpha)$.

Поляра может быть определена для любого тела — крыла, элемента лопасти, несущего винта и вертолета (самолета) в целом.

На рис. 2.25 показана полярная несущая поверхности с удлинением $\lambda \approx 8$ и профилем NASA-230.

В пределах линейной зависимости коэффициента C_y от угла атаки (безотрывного обтекания) величина C_{x_p} изменяется мало и ее можно принять неизменной, равной C_{x_0} . В этом случае на

основании выражения (2.28) и с учетом (2.24) поляра описывается уравнением квадратной параболы

$$C_x = C_{x_0} + AC_y^2. \quad (2.34)$$

При углах атаки больше $11-12^\circ$ изменение C_{x_p} существенным и поляра отходит от квадратичной зависимости вправо (рис. 2.25).

На поляре хорошо видны следующие характерные вели-
чины:

— угол атаки нулевой подъемной силы α_0 (при $C_y=0$) и соответствующий коэффициент силы сопротивления C_{x_0} ;

— величина $C_{\text{упух}}$ и значение критического угла атаки $\alpha_{\text{кр}}$. При $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$ вследствие сильного развития срыва потока величина C_y уменьшается, а C_x увеличивается и поляра уходит вниз, влево;

— углы атаки, при которых аэродинамическое качество одинаково. Такие углы атаки находятся путем проведения из начала координат линии, пересекающей полару. Для примера на рис. 2.25 линия OB определяет углы атаки $\alpha \approx 1^\circ$ и $\alpha = 16^\circ$ с одинаковым качеством:

$$K = \frac{C_{y\alpha=1^\circ}}{C_{x\alpha=1^\circ}} = \frac{C_{y\alpha=16^\circ}}{C_{x\alpha=16^\circ}}. \quad (2.35)$$

Как видно по поляре, величина аэродинамического качества для любого угла атаки тем больше, чем больше угол наклона луча, проведенного из начала координат к точке, соответствующей этому углу атаки;

— точка максимального аэродинамического качества $K_{\max} = (C_y/C_x)_{\max}$ и соответственно наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{\text{наив.}}$. Эта точка находится путем проведения касательной к поляре из начала координат (при равных масштабах по осям C_y и C_x). На рис. 2.25 этот прием показан условно). При этом $K = K_{\max}$, поскольку угол δ достигает у касательной максимального значения ($= \delta_{\max}$) по сравнению с любой другой точкой поляры.

При увеличении коэффициента C_x (лобового сопротивления) ~~и отсутстви~~ подъемной силы) полара соответственно смещается вправо. При увеличении же коэффициента A (уменьшении λ) полара «отваливается» вправо. В обоих случаях угол наклона касательного луча $\delta_{\max}$ уменьшается, т. е. уменьшается ~~значе~~ — максимальное значение аэродинамического качества.

Имея поляру, можно для любого значения угла атаки определить величину аэродинамического качества и построить его зависимость от угла атаки (рис. 2.26). На угле атаки α_0 качество $Y=0$, так как подъемная сила $Y=0$. Увеличение угла атаки вначале приводит к резкому росту качества, а затем при $\alpha > \alpha_{\text{накл}}$ причина аэродинамического качества неуклонно уменьшается.

На малых дозвуковых скоростях максимальное значение аэродинамического качества у профилей достигает 50 и более. Это объясняется малым значением C_x и отсутствием индуктивного сопротивления ($\lambda = \infty$). У крыльев большого удлинения (например, у планеров) $K_{\max} = 35 \div 40$. Дозвуковые самолеты с прямым крылом имеют $K_{\max} = 18 \div 20$, а у самолетов со стреловидными и треугольными крыльями маляго удлинения $K_{\max} = 10 \div 12$ и менее.

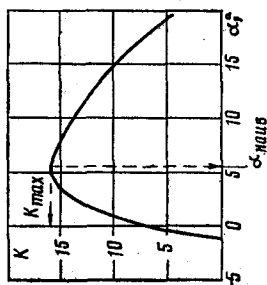


Рис. 2.26. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки (по полярке, изображенной на рис. 2.25)

Максимальное аэродинамическое качество вертолетов обычно не превышает 5—6. Это объясняется как большим сопротивлением фюзеляжа и других несущих частей, так и малым удлинением «несущей поверхности» — несущего винта.

2.5.2. Влияние сжимаемости воздуха на полярку и аэродинамическое качество

При изменении скорости полета (воздушной скорости $\vec{V}$) полярка остается неизменной до тех пор, пока не изменятся на постоянных углах атаки величины коэффициентов C_y и C_x . Это соответствует практически числам $M = 0,25 \div 0,3$. Как было показано в § 2.4, дальнейшее увеличение скорости приводит прежде всего к увеличению производной C_y' , т. е. к увеличению подъемной силы на данном угле атаки (для иллюстрации на рис. 2.27 показаны аэродинамические характеристики профиля NASA-0012 при разных M). При этом еще не изменяются величины C_{x_0} и коэффициента A . Следовательно, форма поляры и значение $K_{\max}$ остаются неизменными, но разметка углов атаки на полярке изменяется — сдвигается вверх по мере роста числа M .

Изменение формы поляры происходит начиная с верхней ее части, поскольку при больших углах атаки раньше наступает волновой кризис, т. е. появляется волновое сопротивление и происходит резкое возрастание коэффициента C_x (рис. 2.27). Кроме того, уменьшается значение $C_{y_{\max}}$. Все это приводит к опусканию и смещению вправо верхней части поляры, как говорят, к «отвалу» поляры (рис. 2.28). Отвал поляры начинается по углу атаки тем раньше и происходит тем энергичнее, чем больше число M .

Когда число M превышает критическое значение даже для малого (соответствующего C_{x_0}) угла атаки, волновое сопротивление появляется во всем диапазоне углов атаки. В результате основание поляры смещается вправо в соответствии с увеличе-

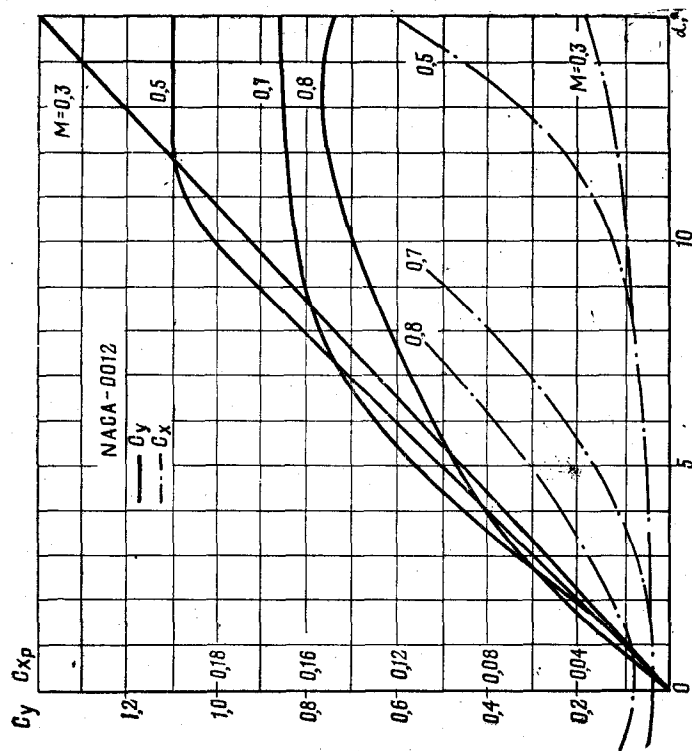


Рис. 2.27. Аэродинамические характеристики профиля NASA-0012 при разных числах M

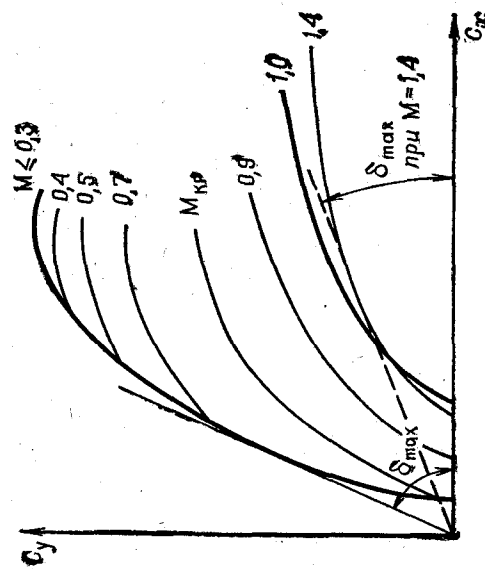


Рис. 2.28. Изменение поляры при увеличении числа M (влияние сжимаемости)

нием C_x , а отвал поляры еще более увеличивается, как это показано на рис. 2.28 для чисел $M=0,9$ и $M=1$.

Дальнейший характер смещения оснований поляры и увеличения ее наклона по мере роста числа M вытекает из характера изменения C_x (рис. 2.23) и коэффициента A (рис. 2.19) на околозвуковых скоростях.

Максимальное аэродинамическое качество при увеличении числа M не изменяется до тех пор, пока число M не достигнет критического значения для наимыгоднейшего (на малых M) угла атаки. На рис. 2.28 этому соответствует число $M \approx 0,7$.

Дальнейшее увеличение числа M приводит к резкому уменьшению $K_{\max}$ в связи со значительным ростом C_x , и коэффициент A . После $M=1,1 \div 1,2$ падение $K_{\max}$ замедляется и далее становится незначительным, так как непрерывное увеличение коэффициента A компенсируется уменьшением C_x . Величина $K_{\max}$ при переходе от малых дозвуковых к сверхзвуковым скоростям может уменьшаться в 2—3 раза и более.

Даже у самолетов, специально разработанных для полетов на сверхзвуковых скоростях, величина максимального аэродинамического качества уменьшается от 10—12 на «дозвуке» до 5—6 на «сверхзвуке», т. е. в 2 раза.

2.5.3. Подсасывающая сила. Поляра второго рода

Для анализа устойчивости летательных аппаратов и расчетов на прочность часто бывает необходимо знать составляющие результирующей аэродинамической силы $\vec{R}$ не в скоростных, а в связанных осях координат. Для этого определяются величины коэффициентов C_y и C_x на различных углах атаки. У несущих поверхностей с профилями достаточной толщины ($\epsilon > 5-6\%$) и закругленной передней кромкой наблюдается интересное и важное свойство: в средней части рабочего диапазона углов атаки сила $\vec{R}$ ориентируется так, что ее составляющая X_1 направлена к носу профиля.

На рис. 2.29 показан профиль элемента лопасти несущего винта с направленной вперед, точнее, к носу элемента, продольной силой X_1 . (Следует подчеркнуть, что при любом угле атаки сила лобового сопротивления $\vec{X}$ всегда направлена против вектора воздушной скорости $\vec{V}$, т. е. назад, как это показано на рис. 2.29.) Такое явление возможно при высоком аэродинамическом качестве, когда угол отклонения силы $\vec{R}$ назад от оси Oy (угол качества θ) меньше угла атаки α . На том же рисунке для объяснения физической сущности образования такого явления показана векторная диаграмма распределения давления по профилю элемента лопасти. Эта диаграмма наглядно показывает, какой пик разрежения возникает на верхней поверхности у передней кромки эле-

мента лопасти. Вследствие этого разрежения проекция сил давления на направление хорды профиля оказывается направленной вперед, к носу элемента, и называется подсасывающей силой.

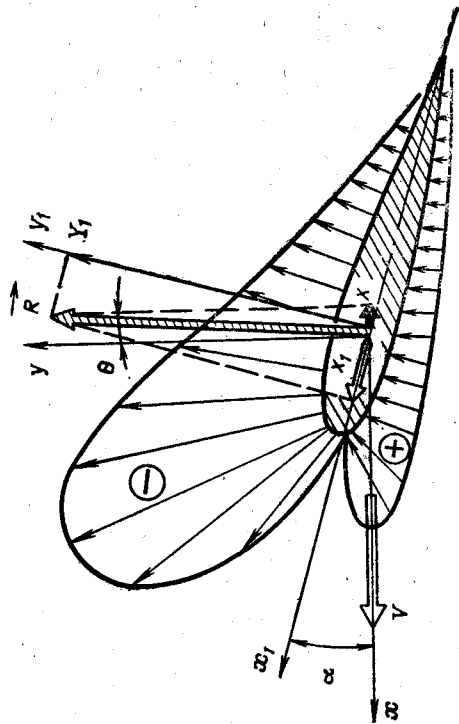


Рис. 2.29. Физика образования подсасывающей силы

Наличие подсасывающей силы имеет очень большое значение для вертолетов. Эта сила обеспечивает сохранение оборотов и, следовательно, тяги НВ на режиме самовращения, т. е. выполнение планирования и успешной посадки вертолета на этом режиме.

Подсасывающая сила практически отсутствует у несущих поверхностей с тонкими профилями, особенно при заостренной передней кромке. Это объясняется отсутствием достаточной поверхности для «приложения» пика разрежения. При таких профилях силы давления практически перпендикулярны хорде, т. е. оси Ox_1 , их проекция на эту ось, как у плоской пластины, отсутствует. Поэтому для лопастей несущих винтов вертолетов применяются толстые профили с закругленной передней кромкой, обладающие высокими несущими свойствами и эффективной подсасывающей силой.

Подсасывающая сила не реализуется также при сверхзвуковых скоростях движения, если головные скачки исключают дозвуковое обтекание передней кромки и образование на ней пика разрежения.

Знание поляры, т. е. коэффициентов C_y и C_x , позволяет по формулам (2.10) найти коэффициенты C_{y1} и C_{x1} . Определив коэффициенты нормальной силы C_y и продольной C_x на разных углах атаки, можно построить график, выражающий их взаимозависимость, который называется полярью второго рода

(рис. 2.30). На поле второго рода также производится разметка углов атаки, как и на обычной поляре. При наличии подсаживающей силы X_1 в определенном диапазоне углов атаки, как было показано, направлена к носу элемента лопасти, т. е. имеет знак «минус», и ее коэффициент C_{x_1} отрицателен. Этим и объясняется, что поляра второго рода постепенно уходит влево от значения $C_{x_1} = C_{x_0}$ и при углах атаки $3-4^\circ$ пересекает ось C_{y_1} (рис. 2.30).

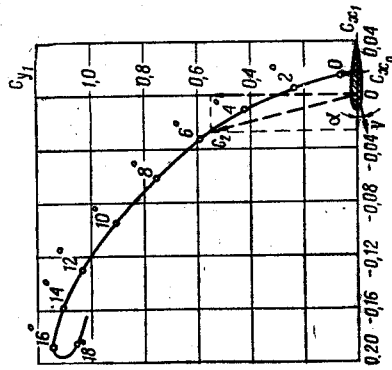


Рис. 2.30. Поляра второго рода

случае продольная сила всегда направлена к хвосту профиля.

§ 2.6. ПРОДОЛЬНЫЙ МОМЕНТ, ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ФОКУС ЭЛЕМЕНТА ЛОПАСТИ

Для анализа устойчивости и управления необходимо уметь определить величину и направление моментов от аэродинамических сил относительно заданной точки тела (например, центра тяжести) или оси. Для этого надо знать результирующую аэродинамическую силу и величину ее плеча относительно данной точки (оси). Произведение этих величин (силы $R = C_R S q$ на ее плечо) и определяет искомый момент.

На рис. 2.31 показан профиль среднего сечения элемента лопасти, в плоскости которого лежит сила $\vec{R}$, и схема определения ее момента M_z относительно точки O , т. е. оси Oz , проходящей вдоль передней кромки:

$$M_z = -Ra = -C_R S q a. \quad (2.36)$$

Понятно, что на величину момента от аэродинамической силы будут влиять те же факторы, от которых зависит величина силы $\vec{R}$ и которые учитываются ее коэффициентом C_R (угол атаки, форма тела и т. д.). Но, кроме того, может изменяться и плечо a силы $\vec{R}$ в связи с изменением ее направления (линии действия) под влиянием этих же факторов.

Чтобы не усложнять формулы, момент силы $\vec{R}$ рассчитывается в предположении постоянного, характерного для данного тела плеча, а фактическое изменение плеча силы учитывается путем

соответствующего изменения коэффициента момента, который учитывает также и факторы, влияющие на величину аэродинамической силы.

Применительно к элементу лопасти за характерный размер принимается длина хорды b , и формула для продольного момента (момента относительно поперечной оси) принимает вид:

$$M_z = m_z q S b, \quad (2.37)$$

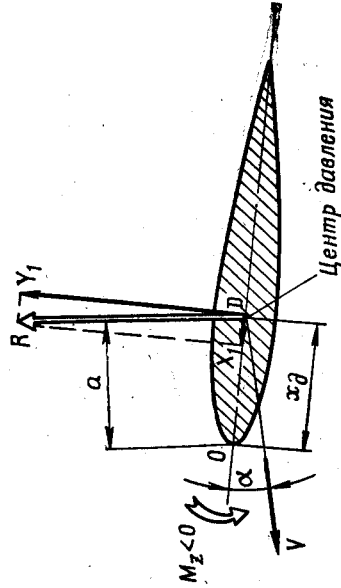


Рис. 2.31. Определение момента от аэродинамической силы элемента лопасти

где m_z — коэффициент аэродинамического момента относительно оси Oz , с учетом выражений (2.36) и (2.37) $m_z = -C_R a/b$.

Из рис. 2.31 видно, что момент M_z зависит от величины нормальной силы Y_1 , а сила X_1 момента относительно оси Oz не создает. Поэтому зависимость коэффициента m_z от угла атаки α определяется в основном зависимостью $C_y = f(\alpha)$ или (приближенно) зависимостью $C_y = f(\alpha)$, которая и обуславливает характер изменения $m_z = f(\alpha)$ (рис. 2.32, а). Действительно, чем больше угол атаки, тем больше C_y , т. е. подъемная сила, и тем больше абсолютное значение момента этой силы и коэффициента m_z .

Зависимость $m_z = f(\alpha)$ вначале линейна, а при нарушении плавного обтекания профиля элемента лопасти эта зависимость, как и $C_y = f(\alpha)$, отклоняется от линейного закона. Если взять значения m_z и C_y при одинаковых α , можно построить зависимость $m_z = f(C_y)$, характер которой показан на рис. 2.32, б.

При выводе формулы (2.36) фактически было использовано понятие «центр давления». Точка D пересечения линии действия силы $\vec{R}$ с хордой профиля (рис. 2.31) называется центром давления элемента лопасти. Расстояние центра давления от носка профиля обозначается x_d . Величину x_d можно определить при помощи зависимости, показанных на рис. 2.32.

Действительно, используя рис. 2.31, можно написать:

$$M_z = -Y_1 x_d = -C_y q S x_d. \quad (2.38)$$

Сравнив выражение (2.38) и общую формулу (2.37), получим с учетом того, что $C_y \approx C_{y'}$,

$$m_z = -C_y \frac{x_d}{b}, \quad (2.39)$$

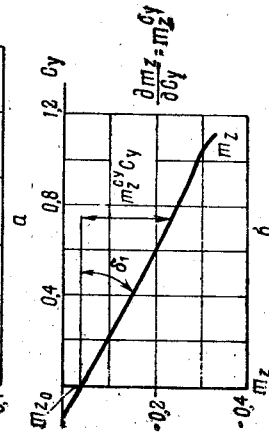
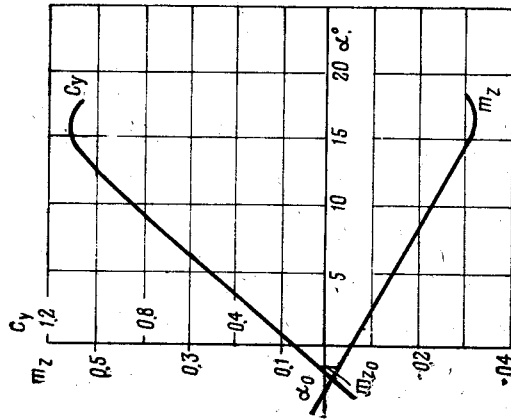


Рис. 2.32. Зависимости коэффициента подъемной силы C_y и коэффициента продольного момента m_z от угла атаки (α) и m_z от C_y (δ)

откуда

$$\bar{x}_d = -\frac{m_z}{C_y}. \quad (2.40)$$

Положение центра давления может меняться в зависимости от угла атаки, т. е. изменения величин m_z и C_y . Если профиль элемента лопасти симметричный, то при $\alpha=0$ подъемная сила и аэро-

динамический момент элемента равны нулю. Если же профиль несимметричный, то при нулевой подъемной силе, т. е. при $\alpha=\alpha_0$, сохраняется небольшой отрицательный момент $M_z < 0$, обусловленный характерным распределением давления, как это показано на рис. 2.33. Такое распределение давления сводится к паре сил, результирующая которой, т. е. центр давления, находится в беско-

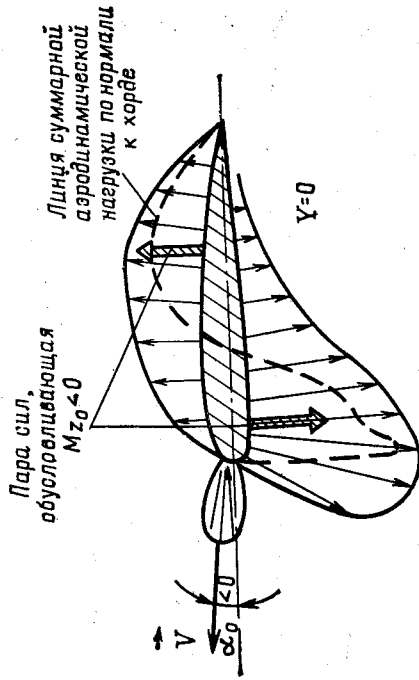


Рис. 2.33. Распределение нагрузки по несимметричному профилю при нулевой подъемной силе ($\alpha=\alpha_0 < 0$)

нечности (это следует и из формулы (2.40) при $C_y=0$). При этом становится несколько абстрактным физическое представление о центре давления. Оказывается, эта точка может выходить за хорду профиля, удаляясь вплоть до бесконечности.

Однако есть другая точка, которую более удобно использовать при расчетах моментных характеристик. Так как линейный характер увеличения подъемной силы при увеличении $m_z=f(C_y)$ до начала течения потока линейна, можно сделать вывод, что плечо подъемной силы при увеличении α не изменяется, т. е. она приложена при разных α в одной точке (иначе линейная зависимость между m_z и C_y сразу бы нарушилась).

Момент аэродинамических сил относительно этой точки (F на рис. 2.34) не зависит от угла атаки и всегда равен M_z , так как Y не дает момента относительно точки своего приложения. Точка, относительно которой аэродинамический момент тангажа является постоянным при малых изменениях одного угла атаки, называют фокусом (по углу атаки).

Показанная на рис. 2.34 схема определения аэродинамического момента отличается от схемы на рис. 2.31 тем, что выделен эффект начальной нагрузки при $Y=0$, т. е. момент от силы $\vec{R}$ разделен на начальный M_z (от пары сил) и момент от подъемной силы. Расстояние фокуса от носика профиля обозначается x_f .

Выражение для продольного момента (согласно рис. 2.34 от-
носительно носика профиля, точка O) имеет вид:

$$M_z = M_{z_0} - Y_1 x_F \quad (2.41)$$

или (полагая $C_y \approx C_y$)

$$m_z q S b = m_{z_0} q S b - C_y q S x_F, \quad (2.42)$$

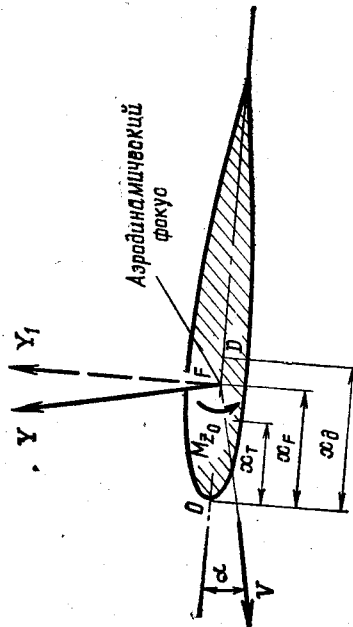


Рис. 2.34. К определению аэродинамического фокуса

откуда

$$m_z = m_{z_0} - C_y x_F / b = m_{z_0} - C_y \bar{x}_F \quad (2.43)$$

и

$$\bar{x}_F = -\frac{m_z}{C_y} + \frac{m_{z_0}}{C_y} = \bar{x}_1 + \frac{m_{z_0}}{C_y}. \quad (2.44)$$

Выражение (2.44) устанавливает связь между положениями фо-
куса и центра давления. Оно показывает, что для симметричного
профиля центр давления совпадает с фокусом, поскольку в этом
случае $m_{z_0} = 0$. При несимметричном профиле ($m_{z_0} < 0$) фокус на-
ходится впереди центра давления.

Показанную на рис. 2.32, б зависимость $m_z = f(C_y)$ на линейном
участке можно выразить формулой

$$m_z = m_{z_0} + \frac{\partial m_z}{\partial C_y} C_y, \quad (2.45)$$

где производная $\partial m_z / \partial C_y = m_{z_y}^C$
равна тангенсу угла наклона зависимости m_z от C_y на ее линейном
участке.

Сравнив (2.45) и (2.43), найдем, что

$$\bar{x}_F = -m_{z_y}^C, \quad (2.46)$$

т. е. относительная координата фокуса определяется производной
 $m_{z_y}^C$. Знание фокуса F позволяет легко определить момент отно-

92.

сительно любой точки, например центра тяжести, имеющего коор-
динату x_T . Так как расстояние от точки приложения силы Y до
центра тяжести равно $(x_F - x_T)$, ее момент (рис. 2.34)

$$M_z = M_{z_0} - Y(x_F - x_T) \quad (2.47)$$

или в коэффициентах

$$m_z = m_{z_0} - C_y(\bar{x}_F - \bar{x}_T). \quad (2.48)$$

При малых воздушных скоростях, когда сжимаемость воздуха
проявляется несущественно, фокус элемента лопасти с современ-
ным профилем располагается на 25% хорды ($x_F = 0.25$).

Для элементов, расположенных на концевых участках лопастей,
при выходе их на закритические скорости ($M > M_{кр}$) положение
фокуса начинает изменяться. В соответствии с изменением харак-
тера распределения давления (§ 1.5 гл. 1) фокус начинает сдви-
гаться по хорде назад тем больше, чем больше превышает кри-
тическое число M . Этот сдвиг Δx_F при околозвуковых скоростях
достигает 10—15%. Если концевые участки лопастей НВ выходят
на сверхзвуковые скорости, соответствующие $M \approx 1.2 \div 1.3$, фокус
сдвигается еще больше, достигая 45—50% хорды, т. е. $x_F =$
 $= 0.45 \div 0.5$.

§ 2.7. МОДЕЛИРОВАНИЕ В АЭРОДИНАМИКЕ И ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ

2.7.1. Понятие о моделировании и условиях подобия явлений

Формулы (2.4) — (2.7), используемые для расчета аэродинами-
ческих сил, внешне очень просты. Это объясняется включением в
эти формулы в явном виде только трех параметров (факторов),
влияющих на величину любой аэродинамической силы: плотности
воздуха, воздушной скорости и размеров (характерной площади)
тела. Все остальные факторы скрыты в аэродинамических коэф-
фициентах, которые изменяются в соответствии с изменением
(«учитывают» изменение) углов атаки, чисел Re , M и т. д.

Коэффициенты аэродинамических сил можно определить в про-
цессе летных испытаний. Однако это слишком дорого и не всегда
возможно в заданное время по условиям погоды, эксплуатации
и т. д. Главное же состоит в том, что знание этих характеристик
требует как раз до постройки летательного аппарата для радио-
нального выбора его форм и конструктивных параметров. Поэтому
в аэродинамике широко применяются методы моделирования.
В ряде случаев используется математическое моделирование, т. е.
теоретически, путем математического описания и расчетов выпол-
няется анализ взаимодействия различных тел с воздухом. При
этом широко используются электронные вычислительные машины.

Однако в значительной области около- и трансзвуковых скоростей условия силового взаимодействия реальных летательных аппаратов не поддаются в должной мере математическому описанию для определения C_x , C_z и их зависимостей от α , Re , M и т. д. Более надежно во всем диапазоне возможных условий аэродинамические коэффициенты определяются методом физического моделирования. Этот метод заключается в исследовании аэродинамических явлений и сил с помощью моделей, малых копий, летательных аппаратов, взаимодействующих с воздухом (иногда со специальным газом). Аэродинамические характеристики небольших моделей, определенные обычно в лабораторных условиях, оказываются пригодными к определению аэродинамических сил соответствующих натурных объектов в полете. Моделирование не может полностью заменить летные испытания и исключить их необходимость. Нельзя смоделировать и количественно зафиксировать в полном объеме все без исключения аэродинамические явления, свойственные летательным аппаратам в динамике выполнения ими различных маневров. Однако значения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, т. е. статические характеристики, а также ряд динамических характеристик моделей можно получить точно такими же, как и для реальных самолетов, вертолетов и т. п., если при определении этих характеристик соблюдено подобие явлений в эксперименте и реальном полете.

Подобие условий эксперимента и природы называется полным, если полностью соблюдается подобие картин обтекания натурного объекта и его модели, а во всех сходственных точках пространства, их окружающего, однородные физические величины (скорости, силы и т. д.), определяющие обтекание, находятся в определенном постоянном отношении. Для осуществления полного подобия прежде всего необходимо геометрическое подобие модели и натуре, т. е. постоянство линейного масштаба — отношения длин для всех сходственных размеров этих тел. Далее необходимо обеспечить кинематическое подобие, т. е. постоянство отношения скоростей и ускорений частиц воздуха для любой пары сходственных точек пространства. Очевидно, что для получения кинематического подобия надо выполнить геометрическое. При соблюдении геометрического и кинематического подобия можно обеспечить динамическое подобие, т. е. постоянство отношений и одинаковость направлений элементарных сил для всех сходственных объемов потоков и участков тел.

Таковы условия полного подобия. Выполнить их не всегда возможно. Поэтому обычно экспериментальные исследования проводятся в условиях частичного подобия, когда только часть физических величин, характеризующих обтекание модели и натурного объекта, находятся в определенном постоянном отношении.

Аналогично критерию (признаку) геометрического подобия — масштабу имеются другие критерии, одинаковость которых при обтекании объекта и его модели обеспечивает соблюдение кинематического и динамического подобия. Такими критериями являются

уже известные нам числа Рейнольдса (Re), Маха (M), а также число Струхала $Sh = \frac{V}{\pi D}$ и некоторые другие. В числе Sh для несущего винта V — воздушная скорость, D — диаметр и π — частота вращения винта.

Основными критериями при моделировании в широком диапазоне условий полета летательных аппаратов являются числа Re и M .

Сохранение во время опыта числа Re , одинакового с натурными условиями, обеспечивает правильный учет эффекта вязкости среды, т. е. подобие по силам вязкости. Соблюдение же одинаковых чисел M обеспечивает правильный учет сжимаемости среды, т. е. подобие по силам давления, зависящим от проявления сжимаемости.

Выдерживать в эксперименте соответствие всех критериев подобия чрезвычайно трудно и не всегда необходимо. При моделировании стараются выдерживать равенство лишь тех критериев у модели и натуре, которые играют основную роль в рассматриваемых условиях. Например, при малых воздушных скоростях, изучении работы несущих поверхностей на больших углах атаки и т. п., когда наиболее существенно сказывается влияние вязкости, необходимо обеспечить одинаковые числа Re для модели и натуре. При около- и сверхзвуковых скоростях, когда эффект сжимаемости влияет на аэродинамические силы во много раз значительнее, чем вязкость, следует проводить опыты при числах M , одинаковых с натурными условиями.

При экспериментах с моделями НВ в ряде случаев необходимо обеспечить определенные соотношения между массой и моментами инерции движущихся частей модели и натурного винта, а также подобные натурным жесткостные характеристики лопасти на изгиб и кручение.

2.7.2. Методы физического моделирования в аэродинамике

При физическом моделировании в аэродинамике используются три равнозначных (по силовому взаимодействию) метода на основании принципа обращения движения:

1. Движение модели в естественной воздушной среде.
2. Обтекание неподвижной модели воздухом (невозмущенным потоком).
3. Движение модели навстречу воздушному (газовому) потоку.

Первый метод может осуществляться следующими способами:

- при свободном падении модели;
- установкой модели на движущуюся по рельсам тележку аэродинамическую тележку;
- вращением модели вокруг ее оси (например, модели НВ) и по кругу на штанге ротативной машины;

— в летных испытаниях при установке модели на самолет (вертолет).

Второй и третий методы реализуются с помощью специальных, часто довольно сложных установок — аэродинамических труб.

Наиболее распространенным способом аэродинамического моделирования является метод, дающий основную массу аэродинамических характеристик летательных аппаратов, являющихся продвинутой моделью в аэродинамических трубах по второму методу.

2.7.3. Аэродинамические трубы и их применение

Аэродинамическая труба — это устройство для создания воздушного потока заданной скорости, в котором можно исследовать обтекание моделей летательных аппаратов и их частей в целях определения аэродинамических характеристик.

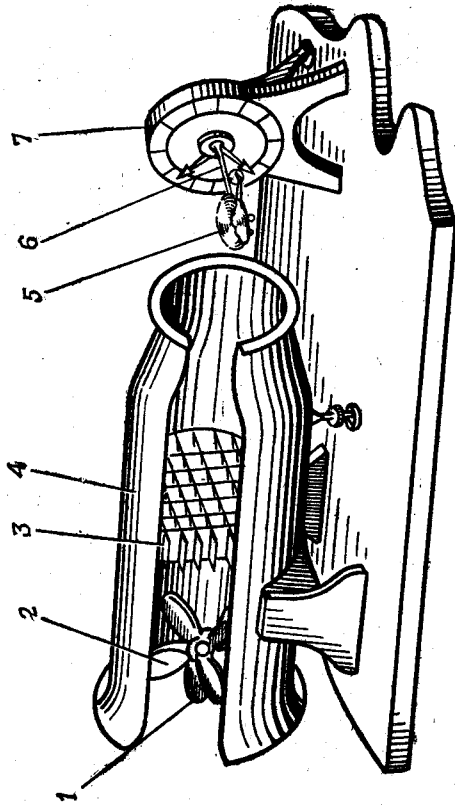


Рис. 2.35. Схема простейшей аэродинамической трубы:
1 — двигатель; 2 — вентилятор; 3 — спрямляющая решетка; 4 — корпус; 5 — модель;
6 — державка; 7 — аэродинамические весы

Участок потока, в пределах которого устанавливаются модели, называется рабочей частью аэродинамической трубы.

Модель с помощью так называемых державок крепится в рабочей части на специальных аэродинамических весах, обеспечивающих измерение аэродинамических сил и моментов.

В простейшей аэродинамической трубе, схема которой показана на рис. 2.35, имеются следующие элементы: вентилятор («энергетическая установка»), профилированный канал со спрямляющей решеткой для улучшения поля скоростей в потоке, рабочая часть (открытая, т. е. не ограниченная жесткими стенками) и аэродинамические весы. Именно такого типа труба была впервые построена К. Э. Циолковским в России еще в 1897 г. и при-

менялась им для определения подъемной силы и сопротивления различных тел. На различных углах атаки с помощью аэродинамических весов измеряются подъемная сила Y и лобовое сопротивление X . Зная геометрические размеры (характерную площадь) модели, а также плотность воздуха и его скорость в рабочей части, можно определить аэродинамические коэффициенты для модели по формулам, вытекающим из выражений (2.5), (2.6):

$$C_y = \frac{Y}{S \frac{\rho V^2}{2}}; \quad C_x = \frac{X}{S \frac{\rho V^2}{2}}. \quad (2.49)$$

Если соблюдено подобие явления, такие же величины C_y и C_x на соответствующих углах атаки будут и у реального вертолета (самолета и т. п.). Зная C_y и C_x , легко определить подъемную силу и силу лобового сопротивления реального летательного аппарата.

Для исследований на моделях НВ созданы специальные многокомпонентные тензометрические аэродинамические весы, которые позволяют на вращающемся винте определять потребное количество компонентов полной аэродинамической силы и момента, приложенных к винту (по каждой его лопасти и т. д.). Определяются же структура потока и индуктивные скорости для моделей НВ вертолетов, аэроупругие характеристики лопастей и т. п.

Для повышения экономичности аэродинамические трубы выполняются по замкнутой схеме с обратным каналом (рис. 2.36). Необходимость увеличения скорости потока заставляет переходить к открытой рабочей части, когда воздушный поток полностью изолирован от окружающей атмосферы.

Энергия, потребная для создания воздушного потока, при прочих равных условиях пропорциональна кубу скорости потока. Поэтому каждая аэродинамическая труба с конкретной силовой установкой предназначена для исследований в ограниченном диапазоне скоростей. Различают трубы малых (до $M=0,2-0,3$), околозвуковых ($M=0,8-1,3$), а также сверхзвуковых ($M>1,4$) скоростей. Для непрерывного получения больших сверхзвуковых скоростей потока (при значительных размерах рабочей части) требуется очень большая мощность силовой установки — десятки и сотни тысяч лошадиных сил. Поэтому часто такие трубы выполняются с подачей воздуха из системы баллонов со сжатым газом. Это позволяет получать потоки с большими числами M при неограниченно большой сравнительно мощности привода. Но работать такие трубы могут не постоянно, а периодически, в течение нескольких минут, пока не израсходован запас сжатого воздуха, затем следует перерыв на довольно длительное время, необходимое для возобновления этого запаса.

Для исследования аэродинамических явлений при полетах на сверхзвуковых скоростях и высотах 30—50 км и более применяются аэродинамические трубы разреженных газов, трубы с перегревом воздуха, электропроводные, аэробаллистические и др.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА НЕСУЩИХ ВИНТОВ И ИХ АЭРОДИНАМИКА ПРИ ОСЕВОМ ОБТЕКАНИИ

§ 3.1. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И РЕЖИМЫ РАБОТЫ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

3.1.1. Общие сведения о воздушных винтах

Воздушный винт состоит из лопастей, закрепленных во втулке, посаженной на вал, вместе с которым винт может вращаться. Воздушный винт предназначен для создания силы тяги при взаимодействии вращающихся лопастей с воздухом. Силой тяги (тягой) называется сила, направленная вдоль оси вала винта.

Воздушные винты широко применяются в авиации на ряде самолетов, летающих на малых и околозвуковых скоростях (Ан-2, Ил-22 и др.). Сила тяги таких воздушных винтов (иногда их называют пропеллерами) служит для преодоления силы лобового сопротивления самолета на заданных скоростях полета. Следовательно, тяга пропеллеров является движущей силой, а сами они — движителями, преобразующими энергию силовой установки в работу силы тяги при полете самолета. Подъемная сила у самолетов создается несущими поверхностями, т. е. в основном крыльями, при наличии скорости полета.

Несущие винты, представляющие собой характерную и неотъемлемую часть вертолетов, являются особым видом воздушных винтов. Несущим называется воздушный винт, тяга которого обеспечивает создание как движущей, так и подъемной силы, необходимых для выполнения полета вертолета в любом направлении. Следовательно, несущий винт представляет собой одновременно и движитель, и несущую поверхность. НВ обеспечивает также безопасное снижение и посадку в случае отказа силовой установки.

Несущие винты выполняются с механическим приводом от редукторов или газотурбинных двигателей и с реактивным приводом. В последнем случае на концах лопастей могут устанавливаться различного типа реактивные двигатели или специальные сачки, тяга которых приводит винт во вращение.

В настоящее время все несущие винты имеют осесимметричную конструкцию. Осью симметрии является ось вала НВ. Плоскость, перпендикулярная оси вала НВ и проходящая через центр втулки, является плоскостью вращения (иногда — конструктивной плоскостью вращения, рис. 3.1).

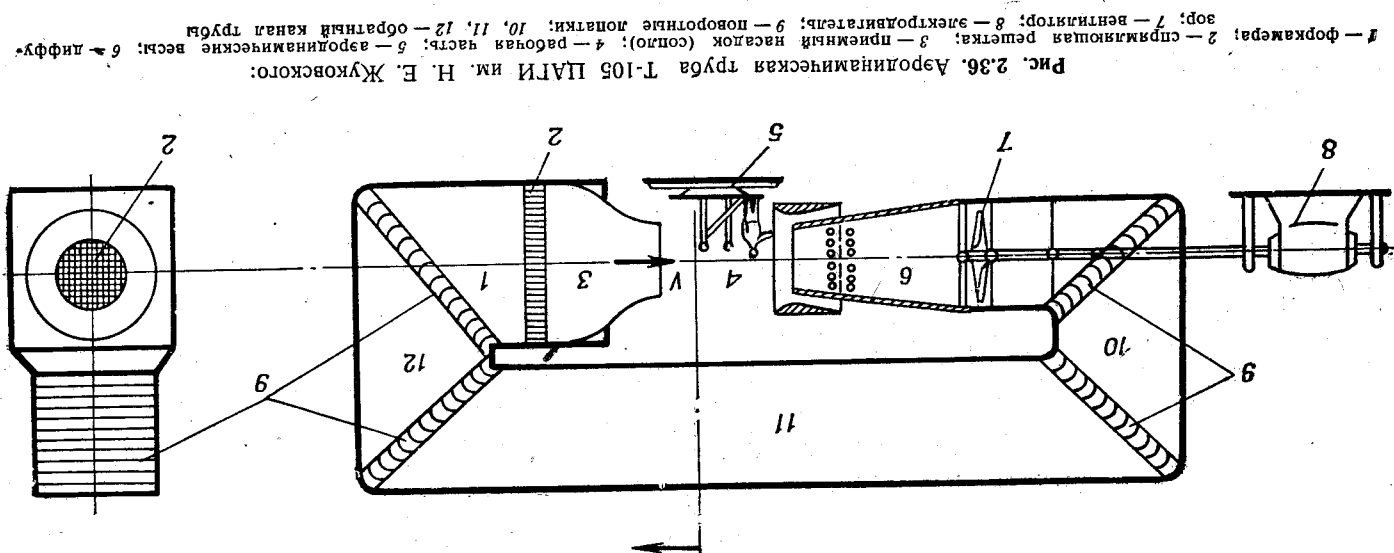


Рис. 2.36. Аэродинамическая труба Т-105 ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского:

1 — форкамер; 2 — спрямляющая решетка; 3 — приемный насадок (сопло); 4 — рабочая часть; 5 — аэродинамическая весы; 6 — диффузор; 7 — вентиль; 8 — датчик скорости; 9 — датчик скорости; 10, 11, 12 — обратный канал трубы

ния до какого-либо сечения лопасти обозначается буквой r (радиус данного сечения), а отношение $\frac{r}{R} = \bar{r}$ называется относительным радиусом данного сечения. Сечение на $\bar{r}=0,7$ называется характерным, так как условия его работы и аэродинамические характеристики близки к средним для всей лопасти.

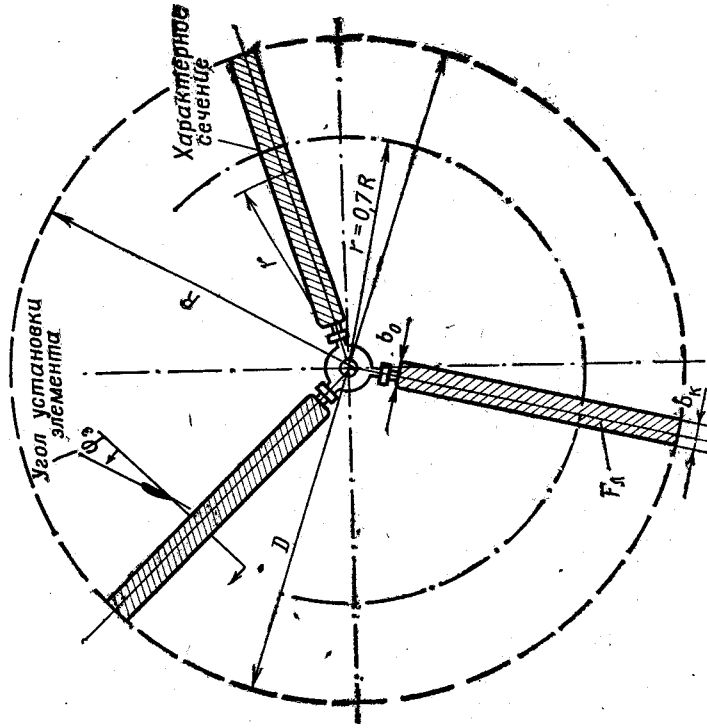


Рис. 3.2. Геометрические характеристики НВ (ограждающая поверхность D ограничивает омегаемую площадь F)

Диаметр несущего винта ($D=2R$) является диаметром окружности, описываемой концами лопастей при вращении винта. Самый большой диаметр $D=35$ м имеют в настоящее время несущие винты вертолетов Ми-6, Ми-10 и Ми-12.

При вращении НВ его лопастями омегаемая площадь круга диаметром D , которая называется омегаемой площадью F :

$$F = \pi R^2 = \frac{\pi D^2}{4} \quad (3.1)$$

Для характеристики вертолета важна не столько абсолютная величина F , сколько соотношение между массой вертолета m и F .

которое называется удельной нагрузкой p на омегаемую площадь:

$$p = \frac{m}{F} \quad (3.2)$$

Лопастей НВ имеют определенную форму в плане, т. е. в проекции на плоскость вращения. Площадь этой проекции называется площадью лопастей в плане $F_{\text{л}}$. У современных НВ лопастей обычно прямоугольные (с постоянной по размаху хордой b), так как они проще и дешевле в производстве. Но встречаются также лопасти трапециевидные или смешанной формы (рис. 2.6), при которых несколько повышается к.п.д. винта.

Площадь прямоугольной лопасти определяется по формуле $F_{\text{л}} = Rb$, а площадь трапециевидной — по формуле $F_{\text{л}} = Rb_{\text{ср}}$, где $b_{\text{ср}}$ — средняя хорда лопасти. Удлинение лопастей НВ $\lambda = R/b_{\text{ср}}$ может быть от 10 до 20. Площадь лопастей составляет лишь малую часть омегаемой площади F (рис. 3.2). Отношение суммарной площади лопастей в плане к омегаемой площади F показывает, насколько реально последняя «заполнена» лопастями, и называется коэффициентом заполнения σ :

$$\sigma = \frac{kF_{\text{л}}}{F} = \frac{k b_{\text{ср}}}{\pi R} \quad (3.3)$$

где k — количество лопастей. У современных несущих винтов $k=2 \div 7$; $\sigma=0,04 \div 0,12$.

Важнейшее влияние на аэродинамические характеристики НВ оказывает профиль лопастей. Для лопастей НВ выбираются профили, имеющие высокие несущие свойства и аэродинамическое качество, большие значения $\alpha_{\text{кр}}$ и $M_{\text{кр}}$, незначительное смещение центра давления по углу атаки. В наибольшей степени этим требованиям удовлетворяют модифицированный профиль NASA-230M, профиль ЦАГИ П-59 и некоторые другие. Условия работы элементов лопастей на разных радиусах существенно различаются. Один и тот же профиль не везде может наилучшим образом обеспечить выполнение вышеуказанных требований. Поэтому иногда у некоторых вертолетов (Ми-6 и др.) на лопастях НВ применяется не один, а два профиля.

Относительные толщины профилей выбираются в пределах 13—18% у корня лопастей и 9—13% на конце (рис. 3.3, в). Уменьшение относительной толщины обеспечивает увеличение критического числа M и уменьшение волнового сопротивления.

Для изменения углов атаки элементов лопастей в целях использования несущих свойств, которые заложены при их профиле, в первую очередь используется упомянутый выше осевой арнир. При повороте лопасти в ОШ изменяется ее положение (наклон сечений) по отношению к плоскости вращения. При этом меняется и ориентация элементов лопастей в потоке, т. е. изменяются углы атаки. Наклон сечений лопастей к плоскости вращения характеризуется углами установок.

Углом установки сечения лопасти называется угол между хордой профиля в данном сечении и плоскостью вращения (рис. 3.1, а). Следует отметить, что угол установки, как правило, не равен углу атаки элемента лопасти, что будет показано в § 3.4.

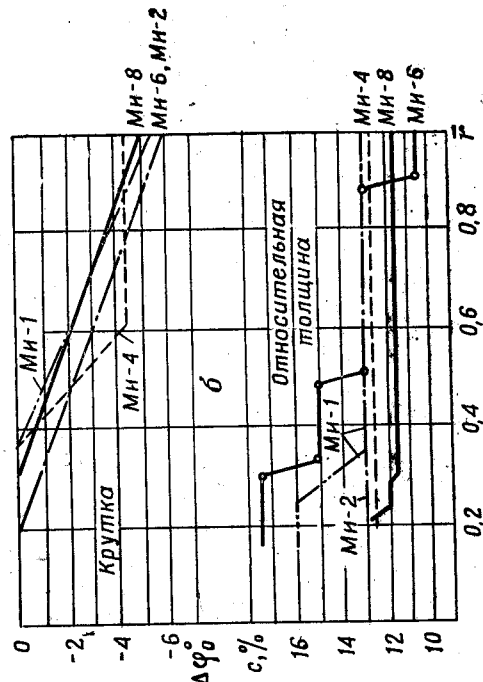
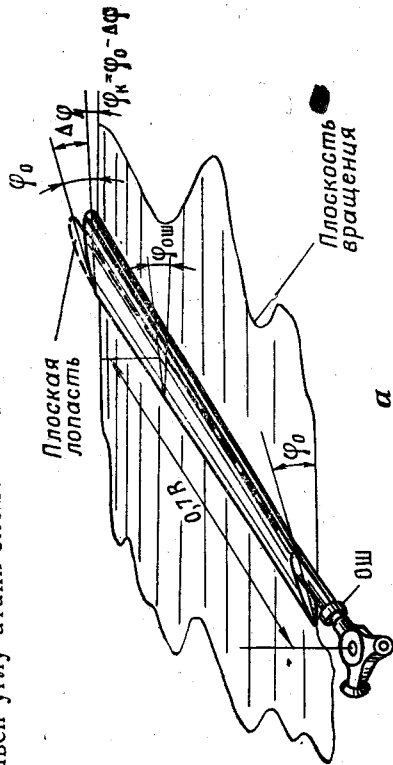


Рис. 3.3. Геометрическая крутка лопасти (а) и ее величина для некоторых вертолетов (б), относительные толщины профилей по размаху лопасти (в)

Если хорды всех сечений лопасти лежат в одной плоскости, то лопасть называется геометрически плоской, угол установки по размаху (длине) лопасти не изменяется и для краткости именуется шагом лопасти. В настоящее время плоские лопасти для НВ не применяются.

Чтобы повысить несущие свойства лопасти и к.п.д. винта в целом, лопасть закручивается, т. е. применяется геометрическая

крутка лопасти, которая заключается в конструктивном уменьшении установочных углов сечений по мере удаления их от комля лопасти (рис. 3.3, а). В результате этого установочный угол концевых сечений лопасти на $4-6^\circ$ (на полную величину закрутки $\Delta\varphi$) меньше, чем у комлевого сечения. Закон изменения угла установки (крутка) по длине (радиусу) лопасти обычно линейный или линейно-ступенчатый (рис. 3.3, б).

В связи с изменением φ по размаху для геометрически закрученных лопастей понятие «установочный угол (шаг) лопасти» становится условным. Обычно за шаг лопасти принимается установочный угол φ_7 — характерного сечения лопасти, расположенного на относительном радиусе $\bar{r} = 0.7$. Эта величина, одинаковая для всех лопастей НВ, называется также общим шагом несущего винта $\varphi_{\text{ош}}$. Название «шаг» происходит от того, что угол $\varphi_{\text{ош}}$ определяет путь (равный $2\pi r_7 \lg \varphi_{\text{ош}}$), который пройдет винт за один оборот, если его сечение $\bar{r}_7$ движется по винтовой линии с углом наклона, равным $\varphi_{\text{ош}}$.

3.1.3. Кинематические характеристики и режимы работы несущего винта

Аэродинамические силы несущего винта, как и любого тела, зависят не только от геометрических размеров, но и от положения винта и его лопастей относительно воздушной скорости V (скорости полета). Последнее определяется так называемым кинематическими характеристиками — углом атаки НВ и углом азимутального положения лопасти.

Эти характеристики устанавливаются в полусвязанной системе координат НВ $O_{\text{НВ}} x_{\text{НВ}} y_{\text{НВ}} z_{\text{НВ}}$ (рис. 3.4). Начало координат $O_{\text{НВ}}$ расположено в центре втулки НВ (в точке пересечения оси вращения НВ с его плоскостью вращения). Ось $O_{\text{НВ}} y_{\text{НВ}}$ — ось тяги (нормальная), совпадающая с осью вала НВ и направленная в сторону действия силы тяги винта. Ось $O_{\text{НВ}} x_{\text{НВ}}$ — продольная, лежит в плоскости вращения НВ (ПВ НВ) и направлена по $V_{\text{НВ}}$ — проекции вектора воздушной скорости винта (вертолета) на плоскость вращения. Ось $O_{\text{НВ}} z_{\text{НВ}}$ — боковая, образует с осями $x_{\text{НВ}}$ и $y_{\text{НВ}}$ правую полусвязанную систему координат. Эта система координат используется главным образом при анализе условий работы НВ, определении его результирующей аэродинамической силы и момента на втулке НВ, а также для определения углов отклонения автомата перекоса, необходимых для управления вертолетом.

Угловая скорость вращения НВ обозначается ω (рад/с). Тогда окружная скорость элемента лопасти на радиусе r равна ωr , а на элементе лопасти — ωR (м/с).

Быстро вращающийся несущий винт («диск» винта) можно представить как несущую поверхность площадью F . Ее ориентация относительно направления движения в воздухе определяется, как обычно, углом атаки. Поэтому угол между вектором воздушной скорости и плоскостью вращения (т. е. осью $O_{HB}x_{HB}$) называется

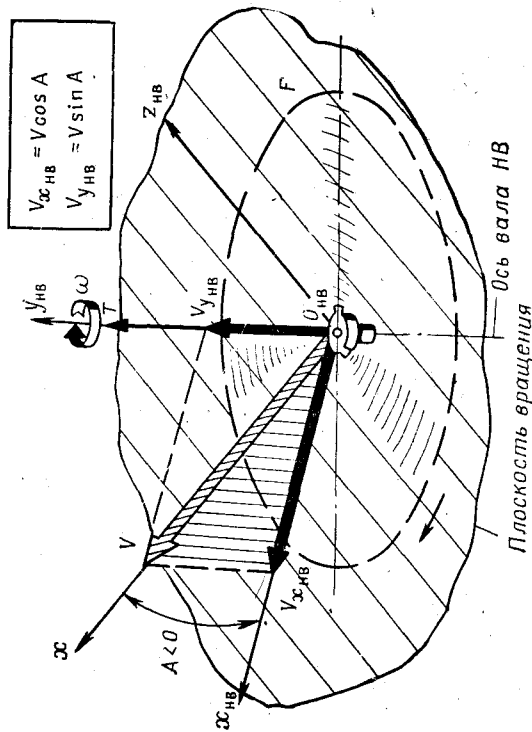


Рис. 3.4. Полукоординатная система координат несущего винта

углом атаки несущего винта A (рис. 3.4). Угол атаки HB считается отрицательным ($A < 0$), если направление проекции скорости V на ось вала HB (т. е. осевой скорости) $V_{HB} = V \sin A$ совпадает с направлением тяги. Проекция V на плоскость вращения $V_{x_{HB}} = V \cos A$ называется тангенциальной скоростью. Отношение

$$\mu = \frac{V_{x_{HB}}}{\omega R} = \frac{V \cos A}{\omega R} \quad (3.4)$$

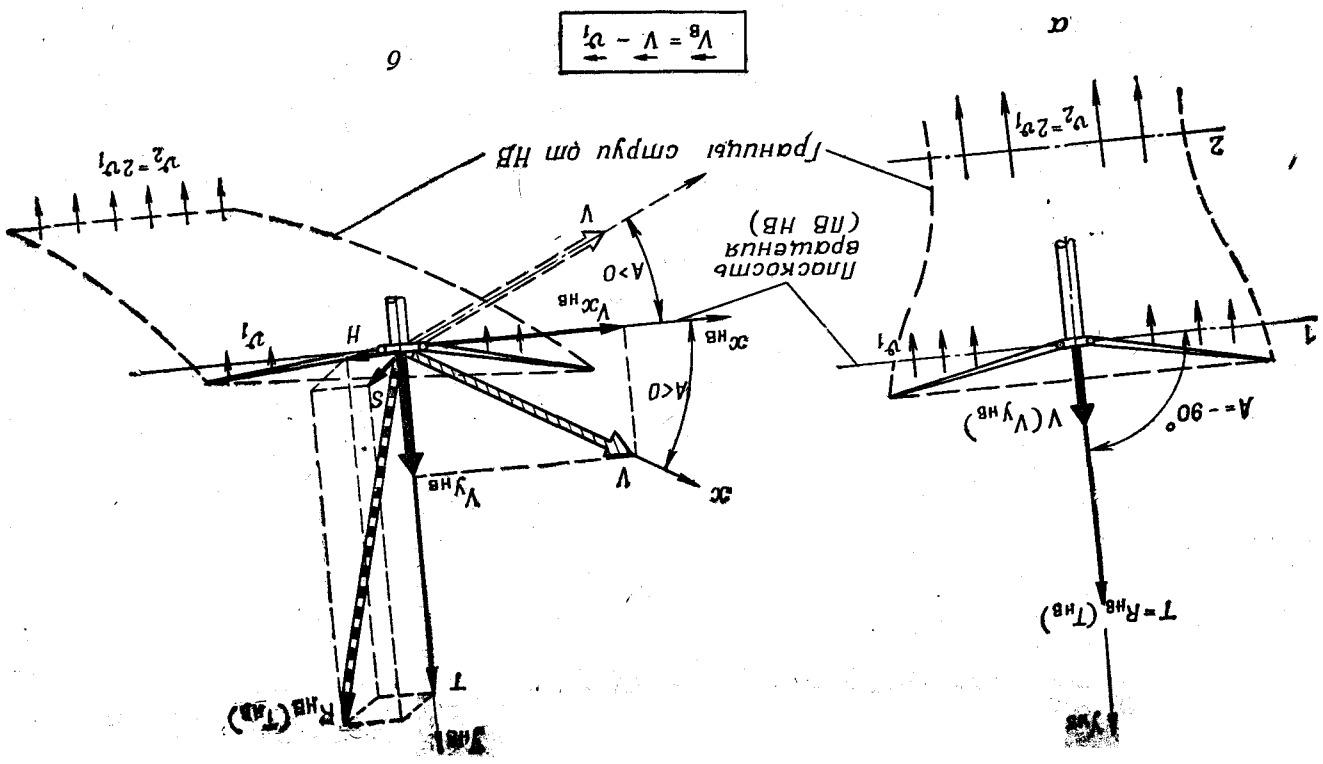
называется характеристикой режима работы несущего винта.

Все возможные условия работы HB разделяются на два принципиально различных вида:

- осевое обтекание, когда $|A| = 90^\circ$; $\mu = 0$;
- косое обтекание, когда $|A| \neq 90^\circ$; $\mu > 0$.

При осевом обтекании вектор скорости полета вертолета направлен вдоль оси вращения винта (воздушный поток набега на винт параллельно оси его вращения), т. е. угол атаки HB равен $+90$ или -90° (рис. 3.5, а). В зависимости от величины и направления вертикальной скорости полета вертолета (всисение,

Рис. 3.5. Два вида обтекания несущего винта: а — осевое обтекание; б — косое обтекание



подъем или снижение) получают различные режимы осевого обтекания несущего винта. Эти режимы включают все случаи движения вертолета по вертикальным и близким к ним траекториям при отсутствии ветра.

При косом обтекании (рис. 3.4 и 3.5, б) вектор скорости полета вертолета V не совпадает с осью вращения НВ (поток набегающего на винт не перпендикулярен к плоскости вращения, а наискось, отсюда термин «косое обтекание») и винт работает при угле атаки, не равном 90° .

Частным случаем косого обтекания является режим плоского обтекания, когда вектор V лежит в плоскости вращения НВ, т. е. $A=0$; $\cos A=1$. При этом

$$V_{A=0} = \frac{V}{\omega R} = \bar{V}. \quad (3.5)$$

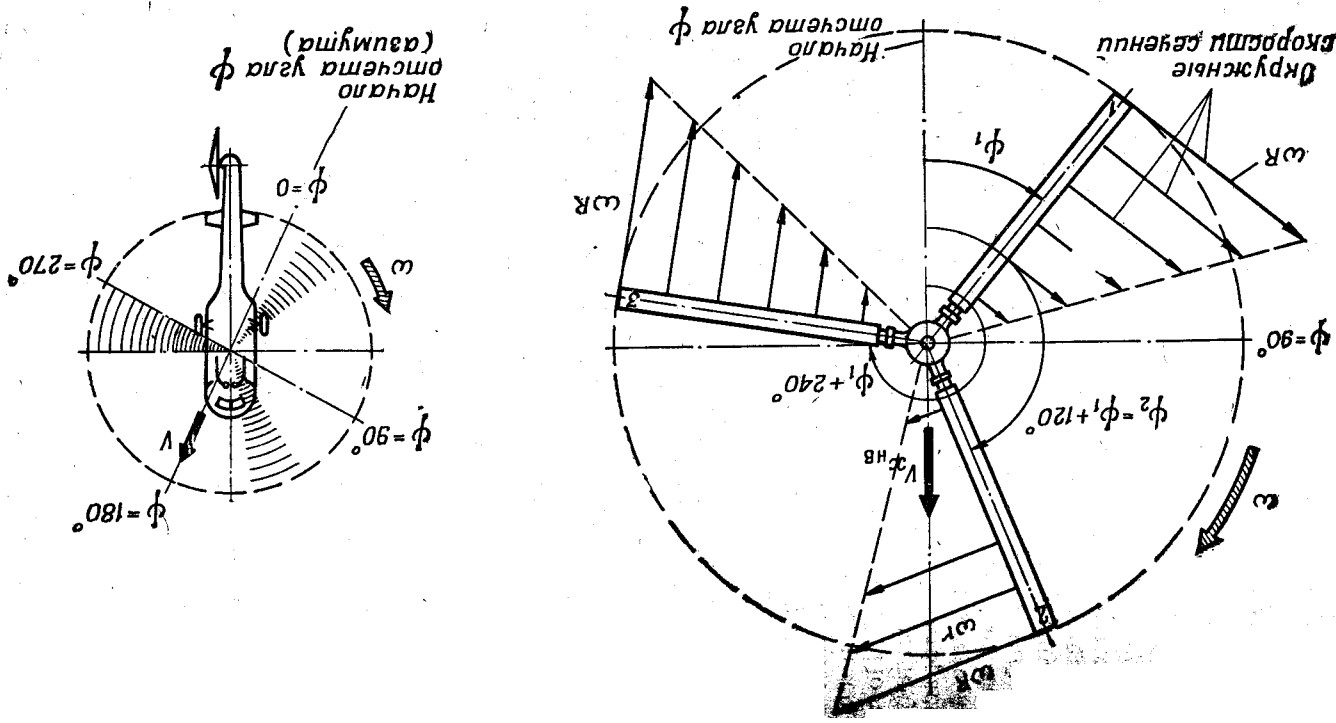
Режимы косого обтекания характерны для тех случаев полета, когда вертолет перемещается относительно земли в плане. В первую очередь это относится к горизонтальному полету, а также к набору высоты и снижению по наклонной траектории. На висении при наличии ветра НВ также работает в косом потоке. При косом обтекании движение винта складывается из перемещения вдоль оси вращения со скоростью $V_{\text{НВ}}$ и перемещения в плоскости вращения со скоростью $V_{\text{хНВ}}$. Так как фактически винт не является сплошной несущей поверхностью, а состоит из лопастей, его аэродинамические характеристики складываются из характеристик лопастей, которые зависят от ориентации каждой лопасти относительно скорости полета. В плоскости вращения эта ориентация определяется углом азимутального положения лопасти ψ — между продольной осью лопасти и направлением, противоположным $V_{\text{хНВ}}$.

Отсчет угла ψ ведется по направлению вращения несущего винта (рис. 3.6). Лопасти, проходящие в данный момент азимуты от 0 до 180° , называются наступающими, а в азимутах от 180 до 360° — отступающими. Линию нулевого азимута не следует смешивать с направлением хвостовой балки вертолета. Например, при полете со скольжением азимутальные положения лопастей отмечаются так, как показано на рис. 3.6 справа.

При осевом обтекании понятие «азимут» теряет смысл и не применяется, так как $V_{\text{хНВ}}=0$. Винт движется вдоль своей оси со скоростью $V_{\text{НВ}}=V$, и все лопасти работают в одинаковых условиях, не изменяющихся при их вращательном движении. При этом не изменяются и аэродинамические силы лопастей.

При косом обтекании, напротив, аэродинамические силы, возникающие на лопастях, зависят от их азимутального положения, так как от угла ψ зависит результат сложения окружных скоростей со скоростью $V_{\text{хНВ}}$. В самом деле, из рис. 3.6 видно, что скорость $V_{\text{хНВ}}$ неодинаково влияет на образование аэродинамических

Рис. 3.6. Азимутальные положения лопастей НВ и начало отсчета азимута



сил лопастей, находящихся на различных азимутах. Так, для наступающих лопастей 1 и 2 $V_{\text{НВ}}$ увеличивает скорости встречи их сечений с воздухом и, следовательно, аэродинамические силы, а для отступающей лопасти 3 — уменьшает. Значит, имеется существенная разница в условиях работы НВ при осевом и косом обтекании.

3.1.4. Физическая сущность образования тяги несущего винта

Лопасть несущего винта по форме похожа на крыло самолета, однако условия работы ее существенно отличаются от условий работы крыла. В прямолинейном полете самолета все элементы крыла движутся в воздухе с одинаковыми поступательными скоростями, но для этого должен двигаться весь самолет, только тогда у крыла появляется подъемная сила. Лопасть же несущего винта совершает вращательное движение и одновременно движется поступательно вместе с вертолетом.

Вращение несущего винта само по себе обеспечивает любому элементу лопасти некоторую скорость относительно воздуха за счет окружной скорости ωr . Следовательно, даже при работе винта на месте каждый элемент лопасти и лопасть в целом движутся относительно воздуха и могут образовывать силу тяги (это и определяет принципиальную возможность выполнения вертикального взлета и висения вертолета). Тяга несущего винта получается за счет того, что его лопасти отбрасывают воздух, как и крыло самолета при образовании подъемной силы. При этом в отличие от крыла элементы лопасти рассекают воздух с различными скоростями, пропорциональными их расстоянию r от оси вращения. Сила реакции воздуха, отбрасываемого вдоль оси НВ, и является его тягой. На место отброшенного воздуха поступает новый. Поэтому перед несущим винтом образуется движение воздуха навстречу несущему винту — подсасывание, а позади — от винта, отбрасывание. Картина движения воздуха при работе винта на месте показана на рис. 3.7. Воздух подсасывается к винту со всех сторон, ускоряя свое движение по мере приближения к омегаемой лопастями поверхности. Винт придает воздуху дополнительную (индуктивную) скорость — отбрасывает его вниз и закручивает струю. Эта картина справедлива для режима осевого обтекания также и при малых скоростях $V_{\text{НВ}}$.

Индуктивная скорость, которую воздух приобретает в плоскости вращения винта, называется скоростью подсасывания. Ее среднее значение обозначается v_1 (рис. 3.5, а). Вследствие эффекта подсасывания давление воздуха перед винтом несколько уменьшается. Винт придает воздуху дополнительную энергию, и его давление при проходе через омегаемую лопастями поверхность существенно возрастает. Струя за винтом сужается, а на расстоянии от винта, равном $\sim (R \div 2R)$, является цилиндрической с радиусом

$r_{\text{д}} \approx 0,7R$. Соответственно давление воздуха в струе по мере удаления от винта уменьшается, а индуктивная скорость возрастает, достигая максимального значения в цилиндрической части струи (сечение 2—2 на рис. 3.5, а). Среднее значение индуктивной скорости в этом сечении называется скоростью отбрасывания и обозначается v_2 .

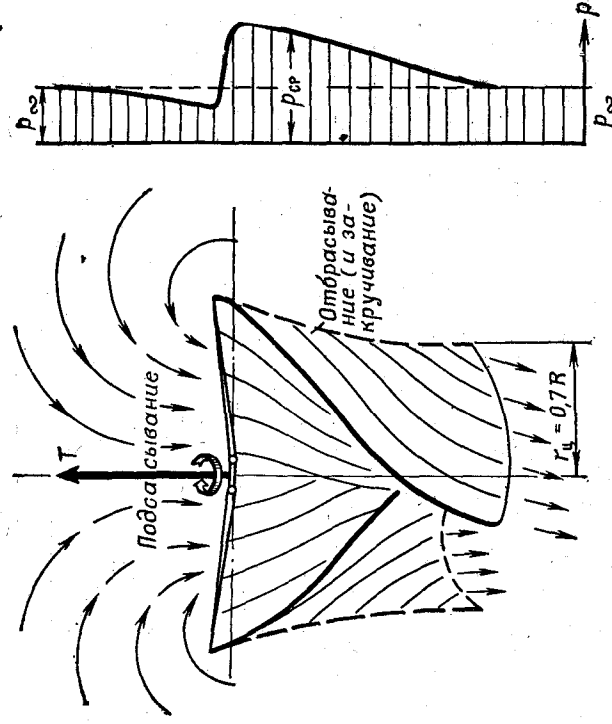


Рис. 3.7. Картина движения воздуха и изменение его среднего давления по сечениям струи вдоль оси НВ при работе винта на месте

При косом обтекании вращающийся винт, движущийся со скоростью V , также придает воздуху дополнительную энергию, оставляя наискось за собой струю воздуха, средние индуктивные скорости в которой обозначаются, как и при осевом обтекании v_1 и v_2 (рис. 3.5, б). Картина осевого обтекания НВ является осесимметричной. Поэтому равнодействующая всех аэродинамических сил, возникающих на лопастях, т. е. результирующая аэродинамическая сила несущего винта $R_{\text{НВ}}(T_{\text{НВ}})$, направлена по оси НВ и является его тягой $T = R_{\text{НВ}}$. При косом обтекании картина обтекания уже не является осесимметричной. При наличии скорости $V_{\text{НВ}}$ возникает продольная сила несущего винта H (аналогичная силе сопротивления). Кроме того, вследствие бокового отклонения струи воздуха, возникающего при закручивании, появляется и боковая сила S . Таким образом, в общем случае результирующая аэродинамическая сила НВ отклоняется назад и вбок от оси вала

винта (рис. 3.5, б). Угол отклонения невелик — всего несколько градусов, поэтому тяга несущего винта T по величине практически равна силе $R_{\text{НВ}}$.

§ 3.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЯГИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПО ТЕОРИИ ИДЕАЛЬНОГО ВИНТА

Теория идеального винта разработана Н. Е. Жуковским в 1910 г. для осевого обтекания НВ. В дальнейшем она была применена и для режима косоугольного обтекания. По этой теории несущий винт представляется в виде своеобразной несущей поверхности, обладающей следующими свойствами (основные допущения теории):

1. Идеальный винт равномерно по всей омегаемой площади ускоряет движение частиц воздуха, проходящих через его диск. Пренебрегаем потерями на трение и вихреобразование из-за не равномерности индуктивных скоростей.
2. Скорость воздуха, проходящего через диск, изменяется плавно, а не скачком.
3. Отсутствуют потери тяги на концах лопастей из-за перетекания воздуха с нижней поверхности на верхнюю (концевые и комлевые потери).
4. Не учитывается профильное сопротивление лопастей и закручивание струи, отбрасываемой винтом, т. е. не учитывается вязкость воздуха.

Таким образом, считается, что мощность, подводимая к винту, расходуется только на образование тяги за счет увеличения кинетической энергии потока воздуха, проходящего через диск винта.

3.2.1. Тяга НВ при осевом обтекании

Вернемся к рассмотрению рис. 3.5, а. Скорость винта $\vec{V}_в$ относительно воздуха в плоскости вращения можно определить, складывая векторы $\vec{V}$ и $-\vec{v}_1$, т. е. $\vec{V}_в = \vec{V} - \vec{v}_1$. При осевом обтекании они коллинеарны и величина $V_в$ находится простым сложением V и v_1 . В обратном движении скорости $V_{\text{НВ}}$ (рис. 3.5, а) заменяется скоростью «набегающего потока», направленной противоположно $V_{\text{НВ}}$, т. е. равной $-V_{\text{НВ}}$.

Под воздействием НВ этот поток воздуха в сечении 1—1 (в плоскости вращения) движется относительно винта со скоростью $V_{\text{НВ}} + v_1$, а в сечении 2—2 — со скоростью $V_{\text{НВ}} + v_2$. Изменение количества движения массы воздуха m_c , проходящего через диск винта в секунду, равно

$$m_c(V_{\text{НВ}} + v_2) - m_c V_{\text{НВ}} = m_c v_2. \quad (3.6)$$

По известной теореме механики секундный импульс силы тяги $T_{\text{НВ}}$, развиваемой идеальным винтом, должен быть равным этому изменению количества движения:

$$T_{\text{НВ}} \cdot 1 \text{ с} = T_{\text{НВ}} = m_c v_2, \quad (3.7)$$

но

$$m_c = \rho F (V_{\text{НВ}} + v_1), \quad (3.8)$$

тогда

$$T_{\text{НВ}} = \rho F (V_{\text{НВ}} + v_1) v_2. \quad (3.9)$$

Чтобы определить тягу винта, надо знать величины индуктивных скоростей v_1 и v_2 . Между ними существует соотношение, определяемое следующим образом. Приrost кинетической энергии ΔE воздуха, проходящего через диск винта в секунду, равен секундной работе силы тяги:

$$\Delta E = T_{\text{НВ}} (V_{\text{НВ}} + v_1) = m_c v_2 (V_{\text{НВ}} + v_1). \quad (3.10)$$

С другой стороны, приrost энергии ΔE равен разности кинетических энергий секундной массы воздуха в струе за винтом — E_2 и до винта — E_0 :

$$\begin{aligned} \Delta E = E_2 - E_0 &= \frac{1}{2} m_c (V_{\text{НВ}} + v_2)^2 - \frac{1}{2} m_c V_{\text{НВ}}^2 = \\ &= \frac{1}{2} m_c v_2 (2V_{\text{НВ}} + v_2). \end{aligned} \quad (3.11)$$

Сравнив выражения (3.10) и (3.11), получим

$$m_c v_2 (V_{\text{НВ}} + v_1) = \frac{1}{2} m_c v_2 (2V_{\text{НВ}} + v_2),$$

откуда

$$v_2 = 2v_1. \quad (3.12)$$

Итак, скорость отбрасывания в два раза больше скорости подсосывания. Выражение (3.9) запишется в виде

$$T = 2\rho F v_1 (V_{\text{НВ}} + v_1). \quad (3.13)$$

Из выражения (3.13) видно, что при работе винта на месте (написании в штиль), когда $V_{\text{НВ}} = 0$, тяга идеального винта

$$T = 2\rho F v_1^2. \quad (3.14)$$

следовательно, тяга винта при работе на месте пропорциональна плотности воздуха, величине омегаемой лопастями площади (квадрату диаметра) и квадрату скорости подсосывания.

Уравнение (3.14) позволяет выразить индуктивную скорость v_1 , которую должен сообщить воздуху идеальный несущий винт на

висении вертолета массой m в зависимости от удельной нагрузки $p = m/F \approx T_{\text{внс}}/F$:

$$v_1^* = \sqrt{\frac{T_{\text{внс}}}{2\rho F}} = \sqrt{\frac{p}{2\rho}}. \quad (3.15)$$

В условиях стандартной атмосферы плотность на любой высоте $\rho = \rho_0 \Delta = \Delta/8$, тогда

$$v_1^* = 2 \sqrt{\frac{p}{\Delta}}. \quad (3.16)$$

Скорость v_1^* иногда называют характеристикской скоростью, так как она определяется удельной нагрузкой p и характеризует целый ряд аэродинамических данных данного вертолета. Для серийных вертолетов $p = 14 \div 45 \text{ кг/м}^2$. Это значит, что величина v_1^* изменяется в пределах $8-14 \text{ м/с}$ (у земли).

3.2.2. Тяга НВ при косом обтекании

— При косом обтекании (рис. 3.5, б) винт также придает воздуху индуктивную скорость (среднюю) v_2 . Поэтому изменение количества движения массы воздуха, проходящей через омеаемую площадь в секунду, равно $m_c v_2$, и тяга НВ выражается формулой (3.7) $T_{\text{нд}} = m_c v_2$. Как и при боевом обтекании, $v_2 = 2 v_1$.

Опыт подтверждает, что величину m_c и в этом случае можно определять по формуле, аналогичной (3.8), зная величину V_a — воздушной скорости винта в плоскости вращения:

$$m_c = \rho F V_a. \quad (3.17)$$

Тогда

$$T_{\text{нд}} = 2\rho F V_a v_1. \quad (3.18)$$

При косом обтекании в отличие от осевого, когда складывались модули векторов, величина V_a находится как векторная сумма V и $-v_1$, т. е. $\vec{V}_a = \vec{V} - \vec{v}_1$ (рис. 3.5 и 3.8).

Модуль V_a можно определить по известным его проекциям на оси $x_{\text{НВ}}$ и $y_{\text{НВ}}$:

$$V_a = \sqrt{V_{x_{\text{НВ}}}^2 + (V_{y_{\text{НВ}}} + v_1)^2}. \quad (3.19)$$

При достаточно больших скоростях $V_{x_{\text{НВ}}}$ (более $40-50 \text{ км/ч}$) величина V_a мало отличается от скорости полета V . Тогда тягу НВ можно подсчитывать по формуле

$$T_{\text{нд}} = 2\rho F V v_1. \quad (3.20)$$

Формула (3.20) показывает, что тяга НВ при прочих равных условиях увеличивается по мере роста скорости полета V . Это происходит в действительности при углах атаки НВ в пределах $A = \pm 20^\circ$ и объясняется увеличением массы воздуха m_c , проходящей через омеаемую площадь в секунду.

Однако рост тяги не распределен, а происходит лишь до некоторой скорости, равной у современных несущих винтов $110-130 \text{ км/ч}$.

Дальнейшее увеличение скорости полета приводит к падению тяги НВ, несмотря на продолжающееся увеличение m_c . Причина этого заключается в резком уменьшении средних индуктивных ско-

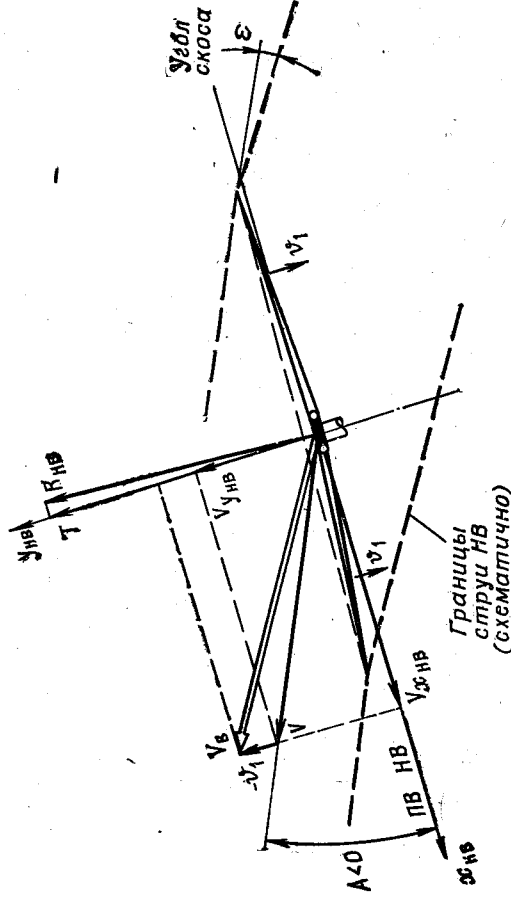


Рис. 3.8. К определению тяги НВ по теории идеального винта при косом обтекании

ростей v_1 . При увеличении V все более изменяются условия работы лопастей и все большая часть массы воздуха m_c проходит между лопастями НВ «необработанной», т. е. не участвует в создании тяги, поскольку лопасти «не успевают» придать этой массе достаточные индуктивные скорости.

Кроме того, средняя индуктивная скорость уменьшается вследствие появления зоны обратного обтекания на отступающих лопастях (§ 4.1).

Изменение индуктивных скоростей и тяги от скорости полета удобно оценивать относительно их значений при работе винта на месте, т. е. относительными величинами $\bar{v}_1 = \frac{v_1}{v_{1_0}}$ и $\bar{T} = \frac{T}{T_0}$, где v_{1_0} — средняя индуктивная скорость подсосывания, а T_0 — тяга НВ при работе на месте. На рис. 3.9 показан характер изменения относительных индуктивных скоростей $\bar{v}_1$ и тяг $\bar{T}$ в зависимости от относительной скорости полета $\bar{V} = \frac{V}{\omega R}$ для разных углов атаки НВ при постоянных оборотах и, следовательно, постоянной окружной скорости концевых сечений лопастей ωR . Рисунок дает количественную характеристику описанной выше физической сущности

зависимости тяги НВ от скорости полета. Из рисунка видно также, что при отрицательных углах атаки, превышающих по абсолютной величине $\sim 30^\circ$, увеличение скорости полета с самого начала вызывает уменьшение тяги вследствие падения индуктивных скоростей. Последнее происходит из-за уменьшения углов атаки элементов лопастей при увеличении составляющей скорости полета

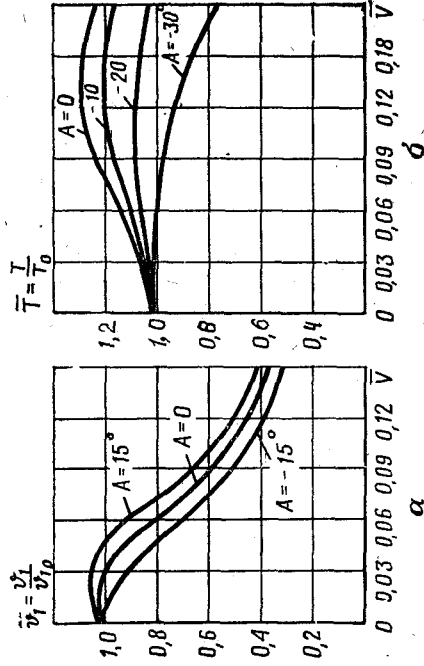


Рис. 3.9. Зависимость индуктивной скорости подсосывания (а) и тяги НВ (б) от скорости полета и угла атаки А

$V_{\text{нв}} = V \sin A$. Если не учитывать подобное влияние угла атаки НВ, можно прийти к неверным выводам. Например, из формулы (3.13) без учета уменьшения v_1 следует, что тяга НВ при увеличении скорости $V_{\text{нв}}$ растет, что противоречит действительности.

§ 3.3. ПОНЯТИЕ ОБ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ РЕАЛЬНЫХ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

3.3.1. Тяга реального несущего винта

Реальный несущий винт по сравнению с идеальным является менее совершенным преобразователем энергии силовой установки. Тяга реального НВ несколько меньше, чем подсчитанная по формуле (3.13) или (3.20). Одной из причин этого является неполное использование ометаемой площади.

Так же как и у крыла конечного размаха, на концах лопастей НВ из-за разности давлений под винтом и над ним происходит перетекание воздуха с нижних поверхностей на верхние. Это приводит к вихреобразованию и уменьшению подъемной силы концевых сечений. Концевой эффект оказывает заметное влияние на распределение тяги в пределах значительного участка, простирающегося от $(0,85 \div 0,9)R$ до конца лопасти. Для оценки концевых потерь применяется полуэмпирический метод. Обычно считают, что

некоторый участок на конце лопасти, начиная с радиуса $r_{\text{кп}} = \xi_{\text{кп}} R$, вовсе не создает тяги (рис. 3.10). Здесь $\xi_{\text{кп}}$ называется коэффициентом использования радиуса. Обычно $\xi_{\text{кп}} = 0,96 \div 0,97$. Концевые потери возрастают с увеличением шага винта, кроме того, они обратно пропорциональны числу лопастей НВ, т. е. относительно меньше у винтов с большим числом лопастей.

Потери тяги у реального винта по сравнению с идеальным наблюдаются и в центральной части. Эта часть занята втулкой винта с узлами (шарнирами) крепления лопастей, их комли находятся на некотором довольно значительном расстоянии r_0 от оси вращения (рис. 3.10). Следовательно, в реальных условиях используется часть ометаемой площади, называемая эффективной площадью $F_{\text{эф}}$:

$$F_{\text{эф}} = \pi r_{\text{кп}}^2 - \pi r_0^2 = (\xi^2 - \bar{r}_0^2) F. \quad (3.21)$$

Обычно концевые и комлевые потери учитывают одним коэффициентом использования ометаемой площади χ :

$$\chi = \xi^2 - \bar{r}_0^2. \quad (3.22)$$

Величина χ составляет $0,85 \div 0,92$. Более точно она определяется опытным путем для каждого конкретного винта, поскольку зависит от коэффициента заполнения, формы лопасти в плане, крутки и других факторов. С учетом концевых и комлевых потерь тяга реального НВ $T = T_{\text{ид}} \chi$, т. е. определяется по формулам (3.13), (3.14) и (3.20) с введением в них коэффициента χ . Так, при работе на месте

$$T = 2\rho F \chi v_1^2. \quad (3.23)$$

Следовательно, для создания заданной тяги T средняя индуктивная скорость подсосывания у реального винта должна быть выше, чем у идеального, и может быть определена по формуле

$$v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho F \chi}}. \quad (3.24)$$

Несущий винт имеет ограниченное число лопастей. Каждая лопасть создает свое собственное поле скоростей. Поэтому распределение индуктивных скоростей по диску реального НВ неравномерно и существенно отличается от идеального. Так, величины индуктивных скоростей изменяются по радиусу лопасти. Ведь

комлевые участки лопастей (не говоря уже о втулке НВ) из-за малых скоростей обтекания почти не создают тяги, т. е. индуктивные скорости в районе комлевых участков очень малы. Далее вдоль радиуса лопасти индуктивные скорости непрерывно возрастают, а на концевых участках лопастей, где обтекание вместо плоскопараллельного приобретает пространственный характер,

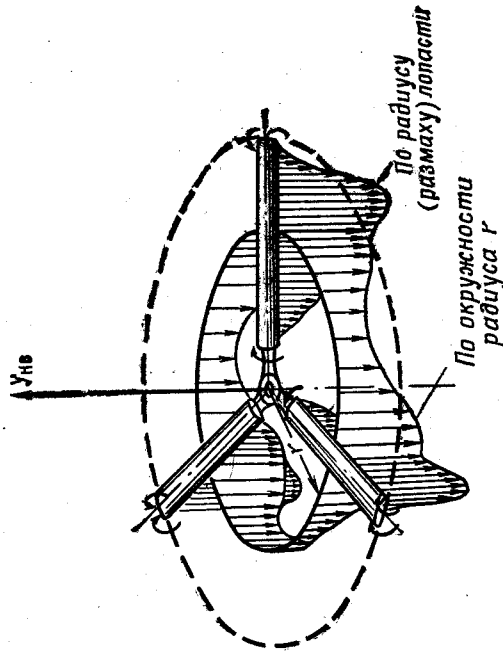


Рис. 3.11. Распределение индуктивных скоростей при осевом обтекании трехлопастного НВ

происходит резкое падение индуктивных скоростей и даже изменение их направления в местах перетекания воздуха с нижней поверхности лопасти на верхнюю.

Кроме того, индуктивные скорости на одном и том же радиусе больше под теми участками ометаемой площади, где в данный момент находятся лопасти, и меньше в промежутках между лопастями. На рис. 3.11 показана картина распределения индуктивных скоростей в плоскости вращения по окружности и вдоль размаха лопасти у трехлопастного несущего винта при осевом обтекании.

Эта картина значительно усложняется при косом обтекании. «Корзинка» индуктивных скоростей скашивается назад, при этом индуктивные скорости в передней части диска уменьшаются, а в задней увеличиваются (рис. 3.12).

Как видно, определение величины средней индуктивной скорости v_i , необходимой для расчета тяги НВ по формулам (3.14) или (3.20), в общем случае представляет значительные трудности. Для этого применяются различные варианты развития вихревой теории винта, основы которой заложены профессором Н. Е. Жуковским,

Способность винта создавать тягу путем отбрасывания некоторой массы воздуха со скоростью $v_2 = 2v_i$ зависит (аналогично крылу) от размеров винта, скоростного напора воздуха и несущих свойств винта (его лопастей). Поэтому при расчетах аэродинамических характеристик винта широко используют изложенный в гл. 2 способ записи аэродинамических сил с помощью безразмер-

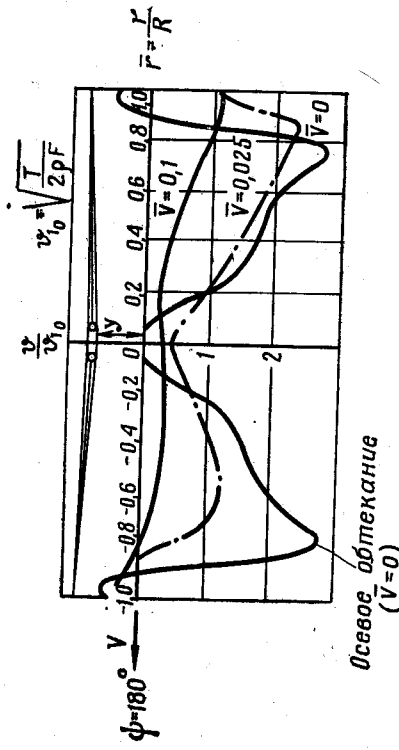


Рис. 3.12. Зависимость распределения индуктивной скорости несущего винта в плоскости его продольного диаметрального сечения от скорости полета вперед ($\bar{V} = \frac{\omega R}{V}$; $\frac{y}{R} = 0.2$)

ных коэффициентов, относя силы к характерной площади $F = \pi R^2$ и скоростному напору. Последний рассчитывается исходя из окружающей скорости концевых сечений лопасти (ωR), а не из скорости полета вертолета (на висении она может быть равна нулю). Тогда тягу T можно выразить формулой

$$T = C_T F \rho \frac{(\omega R)^2}{2}, \quad (3.25)$$

где коэффициент пропорциональности C_T , характеризующий несущие свойства винта, называется коэффициентом тяги.

Коэффициент тяги, как и другие коэффициенты аэродинамических сил, учитывает кроме размеров винта и скоростного напора $\frac{(\omega R)^2}{2}$ все остальные факторы, от которых зависит тяга винта. Значение этого коэффициента равносильно знанию индуктивной скорости v_i .

Сравнив, например, выражения (3.14) и (3.25), получим уравнение связи:

$$T = 2\rho F v_i^2 = C_T F \rho \frac{(\omega R)^2}{2}, \quad (3.26)$$

откуда

$$v_1 = \frac{\omega R}{2} \sqrt{C_T}. \quad (3.27)$$

Следовательно, если известен коэффициент тяги НВ, можно легко определить индуктивную скорость v_1 и наоборот.

3.3.2. Момент сопротивления вращению НВ и мощность, потребляемая для НВ

Теория идеального винта (см. допущения в § 3.2) не учитывает сил сопротивления воздуха вращению лопастей НВ, пренебрегая этим сопротивлением. Мощность, подводимая к идеальному винту, расходуется только на создание тяги путем увеличения кинетической энергии струи воздуха, проходящего через винт. Эта мощность равна секундной работе силы тяги, приложенной к воздуху, проходящему со скоростью $(V_{\text{НВ}} + v_1)$ через диск винта:

$$N_{\text{ид}} = T_{\text{ид}} (V_{\text{НВ}} + v_1) = 2\rho F (V_{\text{НВ}} + v_1)^2 v_1. \quad (3.28)$$

При работе на месте

$$N_{\text{ид}} = 2\rho F v_1^3. \quad (3.29)$$

Однако, как известно из гл. 2, каждый элемент вращающейся лопасти испытывает силу сопротивления воздуха, образующую от носительно оси вала НВ момент сопротивления, препятствующий вращению. В эту силу могут входить все виды сопротивления, в зависимости от условий работы данного элемента. Моменты сил сопротивления от всех элементов лопастей, складываясь, образуют $M_{\text{сопр}}$ — момент сопротивления НВ, который должен преодолевать крутящим моментом $M_{\text{кр}}$ на валу НВ, создаваемым силовой установкой. Обороты винта будут постоянными, если $M_{\text{кр}} = M_{\text{сопр}}$.

Подобно тяге НВ, момент сопротивления (крутящий момент) также может быть выражен с помощью аэродинамического коэффициента момента $m_{\text{кр}}$. В качестве плеча силы сопротивления принимается величина радиуса НВ, и момент сил сопротивления вращению выражается формулой

$$M_{\text{сопр}} = M_{\text{кр}} = m_{\text{кр}} F \frac{(\omega R)^2}{2} R. \quad (3.30)$$

Тогда мощность $N_{\text{п}}$, которую надо подводить к валу НВ, т. е. мощность, потребляемая для создания заданной тяги,

$$N_{\text{п}} = M_{\text{кр}} \omega = M_{\text{сопр}} \omega. \quad (3.31)$$

Теория идеального винта не позволяет определить потребный крутящий момент и мощность для НВ. Для этого, как и для уточнения определения тяги, необходимо перейти от «несущей поверхности» к реальной компоновке НВ. Ведь и тяга, и момент $M_{\text{сопр}}$,

т. е. их коэффициенты C_T и $m_{\text{кр}}$, зависят, в сущности, от условий обтекания каждой лопасти и свойств ее профиля, характеризующих зависимостями $C_y = f(\alpha)$ и $C_x = f(\alpha)$. Эти зависимости легко определяются экспериментально и для конкретных профилей лопасти известны. Остается найти связь между коэффициентами C_T и C_y , $m_{\text{кр}}$ и C_x , т. е. способ перехода от коэффициентов подъемной силы и сопротивления профиля лопасти к коэффициентам тяги и крутящего момента несущего винта. Для расчетов C_y и C_x надо знать углы атаки, которые, в свою очередь, зависят от индуктивных скоростей подсосывания, различных в разных точках ометаемой площади. Поэтому, чтобы найти упомянутую связь между аэродинамическими коэффициентами профиля лопасти и НВ, следует рассмотреть не только условия работы лопасти в целом, но и отдельных ее элементов.

§ 3.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ПО ТЕОРИИ ЭЛЕМЕНТА ЛОПАСТИ ПРИ ОСЕВОМ ОБТЕКАНИИ

3.4.1. Основные положения теории

Теорией элемента лопасти принято называть теорию, в которой аэродинамические характеристики несущего винта получаются на основании характеристик каждого достаточно малого участка его лопастей. Эта теория разработана учениками профессора Н. Е. Жуковского — Г. Х. Сабининым и Б. Н. Юрьевым в 1910—1913 гг. и развита в трудах советских и зарубежных ученых. Идея ее заключается в следующем. Рассматривается обтекание произвольного элемента лопасти длиной dr (по размаху) и определяются аэродинамические силы dY , и dX , и т. д., действующие на такой элемент. Сила, действующая на лопасть, например подъемная сила Y , или тяга T , может быть получена в результате сложения таких элементарных сил, действующих по всей длине лопасти от ее комлевого сечения (r_0) до концевого (R):

$$T = \int_{r_0}^R dT. \quad (3.32)$$

Благодаря учету особенностей работы каждого элементарного участка лопасти теория элемента лопасти позволяет определять аэродинамические характеристики НВ с лопастями, имеющими равномерную нагрузку по длине, произвольную крутку и форму плана. Исходная схема внешне аналогична картине обтекания В, принятой в теории идеального винта (рис. 3.13). Однако здесь нецелесообразно принимать равномерным распределение индуктивных скоростей по диску винта. В общем случае считается, что v_1 изменяются по радиусу и по окружности, как это и следует из действительности.

Выделим на некотором радиусе r ометаемого диска двумя круговыми сечениями кольцо шириной dr . При k -лопастном винте получим k элементов лопастей. Площадь каждого элемента равна $dS = bdr$. Эти элементы будут ометать кольцевую площадку,

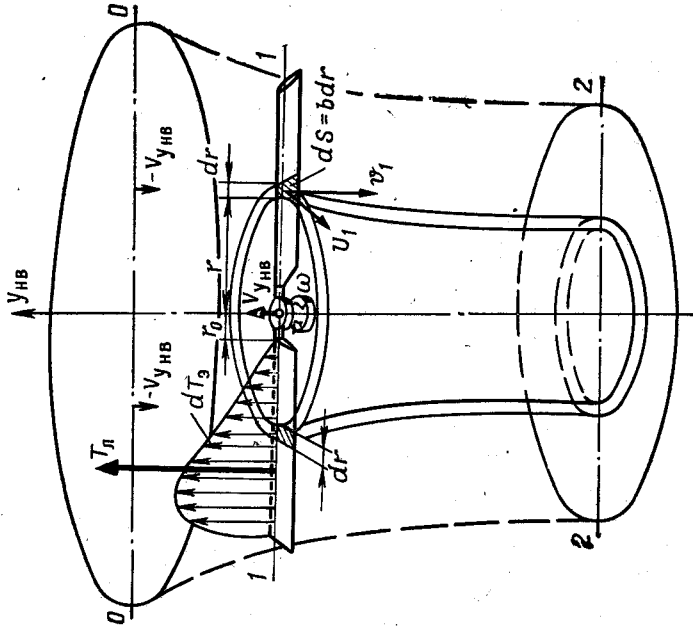


Рис. 3.13. К теории элемента лопасти

прогоняя через нее воздух и образуя элементарную кольцевую струю. При этом они будут развивать некоторую суммарную тягу dT_k , а для их вращения потребуется преодолеть сопротивление воздуха силой $dX_{п. в.к.}$. В дальнейшем рассматривается упрощенный вариант теории элемента лопасти. В частности, полагается, что скорость v_1 одинакова по всей площади элементарного кольца, а каждый элемент обтекается плоскостью, параллельной потоку.

На рис. 3.13 показаны три сечения, нормальных к оси вращения винта: OO — вдали от винта, $1-1$ — в плоскости диска винта и $2-2$ — на расстоянии $\approx D$. На основании материалов § 3.2 можно считать, что воздух в рассматриваемой кольцевой струйке движется относительно винта вдоль его оси в сечении OO со скоростью $V_{у.нв.}$, в сечении $1-1$ — со скоростью $V_1 = V_{у.нв.} + v_1$, в сечении $2-2$ — со скоростью $V_2 = V_{у.нв.} + 2v_1$. Закручиванием воздуха (скоростью u_1) в струе винта будем пренебрегать. Тогда получается показанный на рис. 3.14 треугольник скоростей обтекания рас-

сматриваемого элемента лопасти. Элемент, имеющий угол установки φ_3 , движется относительно воздуха со скоростью W_3 под углом атаки α_3 . Величина осевой скорости V_1 у современных НВ мала по сравнению с окружной ωr , поэтому угол притекания β_3 мал и можно принять, что

$$\beta_3 \approx \tan \beta_3 = \frac{V_1}{\omega r} = \frac{V_{у.нв.} + v_1}{\omega r}. \quad (3.33)$$

По этой причине можно положить $W_3 \approx \omega r$. Угол атаки элемента лопасти

$$\alpha_3 = \varphi_3 - \beta_3 \approx \varphi_3 - \frac{V_1}{\omega r}. \quad (3.34)$$

3.4.2. Силы, действующие на элемент лопасти

На выделенный элемент лопасти действуют аэродинамические силы (рис. 3.14): подъемная сила элемента

$$dY_3 = C_y \frac{\rho W_3^2}{2} b dr \approx C_y \frac{\rho (\omega r)^2}{2} b dr \quad (3.35)$$

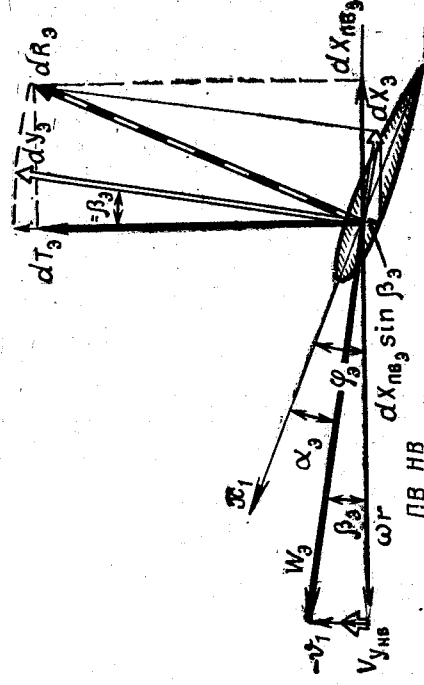


Рис. 3.14. Треугольник скоростей и аэродинамические силы элемента лопасти при осевом обтекании

и сила лобового сопротивления элемента

$$dX_3 = C_{x.p} \frac{\rho W_3^2}{2} b dr \approx C_{x.p} \frac{\rho (\omega r)^2}{2} b dr. \quad (3.36)$$

Проектируя эти силы на ось и плоскость вращения винта, получим соответственно элементарную силу тяги dT_3 и элементарную силу сопротивления вращению $dX_{пв.3}$:

$$dT_3 = dY_3 \cos \beta_3 - dX_3 \sin \beta_3; \quad (3.37)$$

$$dX_{пв.3} = dX_3 \cos \beta_3 + dY_3 \sin \beta_3. \quad (3.38)$$

Ввиду малости угла β , можно считать $\sin \beta \approx \beta$, и $\cos \beta \approx 1$, а величиной $dX_s \sin \beta$ можно пренебречь, так как она очень мала по сравнению с величиной $dY_s \cos \beta$. Тогда

$$dT_s \approx dY_s; \quad (3.39)$$

$$dX_{\text{пв}} \approx dX_s + dY_s \frac{V_1}{\omega r}. \quad (3.40)$$

При осевом обтекании тяга лопасти не зависит от ее азимутального положения, так как условия обтекания лопасти при ее вращении не изменяются. Поэтому для к-лопастного винта $dT_k = kdT_s$ и $dX_{\text{пв}k} = kdX_{\text{пв}}$. С учетом формул (3.35) и (3.36) выражения (3.39) и (3.40) можно записать в следующем виде:

$$dT_k = C_y \frac{\rho (\omega r)^2}{2} kb dr; \quad (3.41)$$

$$dX_{\text{пв}k} = C_{x_p} \frac{\rho (\omega r)^2}{2} kb dr + C_y \frac{\rho (\omega r)}{2} V_1 kb dr. \quad (3.42)$$

В выражении (3.42) первое слагаемое представляет собой профильное сопротивление элемента лопасти, второе — индуктивное сопротивление, т. е. результат скоса потока, возникающего вследствие наличия индуктивной скорости v_1 .

Для интегрирования уравнений (3.41) и (3.42) надо знать величины C_y и C_{x_p} для каждого элемента лопасти. Значения этих коэффициентов можно взять из характеристик профиля лопасти на основании результатов продувки крыльев, пересчитанных на бесконечный размах. Но для этого надо знать распределение истинных углов атаки α_s по длине лопасти, что при известных углах установки φ_s сводится к определению величины индуктивной скорости v_1 для каждого элемента (см. формулу 3.34). Здесь применяется тот же метод, что и при выводе уравнения (3.27). Однако в данном случае величина v_1 связывается не с C_t , а с коэффициентом подъемной силы C_y , что в конечном счете позволяет выразить ее через угол установки сечения. Действительно, по теореме импульсов элементарная тяга dT_k равна изменению количества движения массы воздуха, протекающей в секунду через площадь кольца шириной dr . Эта масса равна $dm_k = \rho 2\pi r dr (V_{\text{унав}} + v_1)$.

Тогда

$$dT_k = dm_k v_2 = \rho 2\pi r dr (V_{\text{унав}} + v_1) v_2. \quad (3.43)$$

Учтя, что $v_2 = 2v_1$ и приравняв выражение (3.43) к (3.41), получим

$$C_y \frac{\rho (\omega r)^2}{2} kb dr = 4\rho\pi r (V_{\text{унав}} + v_1) v_1 dr, \quad (3.44)$$

$$(V_{\text{унав}} + v_1) v_1 = \frac{1}{8} C_y \frac{(\omega r)^2 kb}{\pi r}.$$

откуда

Величина C_y может быть выражена с помощью производной C_y' , что с учетом выражения (3.34) дает

$$C_y = C_y'(\alpha_s - \alpha_0) = C_y' \left(\varphi_s - \alpha_0 - \frac{V_{\text{унав}} + v_1}{\omega r} \right). \quad (3.45)$$

Подставив формулу (3.45) в уравнение (3.44), получим уравнение, определяющее связь между индуктивной скоростью v_1 и углом установки сечения лопасти:

$$(V_{\text{унав}} + v_1) v_1 = \frac{k}{8\pi} \omega^2 b r C_y' \left(\varphi_s - \alpha_0 - \frac{V_{\text{унав}} + v_1}{\omega r} \right). \quad (3.46)$$

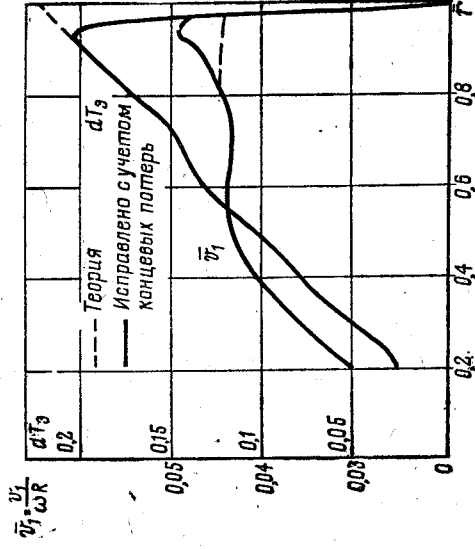


Рис. 3.15. Распределение v_1 и аэродинамической нагрузки dT_s по радиусу трапецевидной лопасти

Уравнение (3.46) можно разрешить относительно v_1 и выполнить все необходимые расчеты. Результаты расчетов распределения v_1 по радиусу лопасти приведены на рис. 3.15.

3.4.3. Тяга и момент сопротивления вращению несущего винта

Найдя распределение v_1 по радиусу лопасти с помощью уравнения (3.46), можно определить и углы атаки α_s . Это дает возможность рассчитать величину dT_s и $dX_{\text{пв}}$, а затем и интегральные характеристики тяги и сопротивления НВ.

Тяга несущего винта будет определяться выражением

$$T = \int_0^R k dT_s = k \int_0^R C_y \frac{\rho(\omega r)^2}{2} b dr. \quad (3.47)$$

Интеграл (3.47) может быть найден графическим интегрированием погонной аэродинамической нагрузки dT_s по длине лопасти. На рис. 3.15 показана такая зависимость $dT_s = f(r)$. Опыт показывает, что можно с достаточной для прикидочных расчетов точностью принять значение C_y постоянным, равным C_{y_1} — значению коэффициента подъемной силы для характерного сечения лопасти (на $r=0,7$). Для прямоугольной лопасти $b = \text{const}$. Интегрируя в этих предположениях выражение (3.47), получаем

$$T = C_{y_1} \frac{\rho \omega^2}{2} k b \int_0^R r^2 dr = \frac{1}{6} C_{y_1} \rho \omega^2 k b R^3. \quad (3.48)$$

С другой стороны, тяга выражается с помощью коэффициента тяги по формуле (3.25). Приравняв уравнения (3.48) и (3.25), получим

$$\frac{1}{6} C_{y_1} \rho \omega^2 R^3 k b = C_T F \frac{(\omega R)^2}{2},$$

откуда, учитывая, что $k b / \pi R = \sigma$, получим

$$C_T = \frac{\sigma}{3} C_{y_1}. \quad (3.49)$$

Такова однозначная зависимость между коэффициентами тяги винта и подъемной силы характерного сечения лопасти. Как показывают формулы (3.47) и (3.48), тяга несущего винта заданных размеров пропорциональна плотности воздуха, квадрату числа оборотов винта и углу установки лопастей в пределах линейной зависимости $C_{y_1} = f(\varphi_1)$.

С увеличением высоты полета тяга винта при прочих равных условиях уменьшается вследствие падения плотности воздуха ρ . Поэтому для получения той же тяги на большей высоте полета надо увеличить угол установки лопастей, т. е. шаг НВ — $\varphi_{\text{ш}}$.

Чем больше шаг НВ, тем сильнее лопасть и винт в целом жгут отбрасывать воздух и тем больше тяга НВ. Зависимость C_T от шага в принципе аналогична зависимости $C_y = f(\alpha)$.

На рис. 3.16 показаны эти зависимости для профиля и винта с лопастями, имеющими такой же профиль при работе на месте. При увеличении шага винта углы атаки в сечениях лопастей α_s увеличиваются, увеличивается и подъемная сила сечений и, следовательно, тяга всего винта, т. е. C_T . Надо отметить, что значения углов атаки α_s и установок φ_s в сечениях лопастей не совпадают, как это видно из рис. 3.14 и 3.16. Обычно $\alpha_s < \varphi_s$ вследствие наличия $V_{\text{нв}}$ и движения (подсоса) воздуха, создаваемого НВ.

Увеличение C_T происходит при росте шага $\varphi_{\text{ш}}$ до 20° и более. Однако при дальнейшем значительном увеличении шага углы атаки у части сечений лопастей становятся закритическими, начинается срыв потока, рост тяги НВ замедляется, а при $\varphi_{\text{ш}} \approx \varphi_{\text{кр}}$ тяга

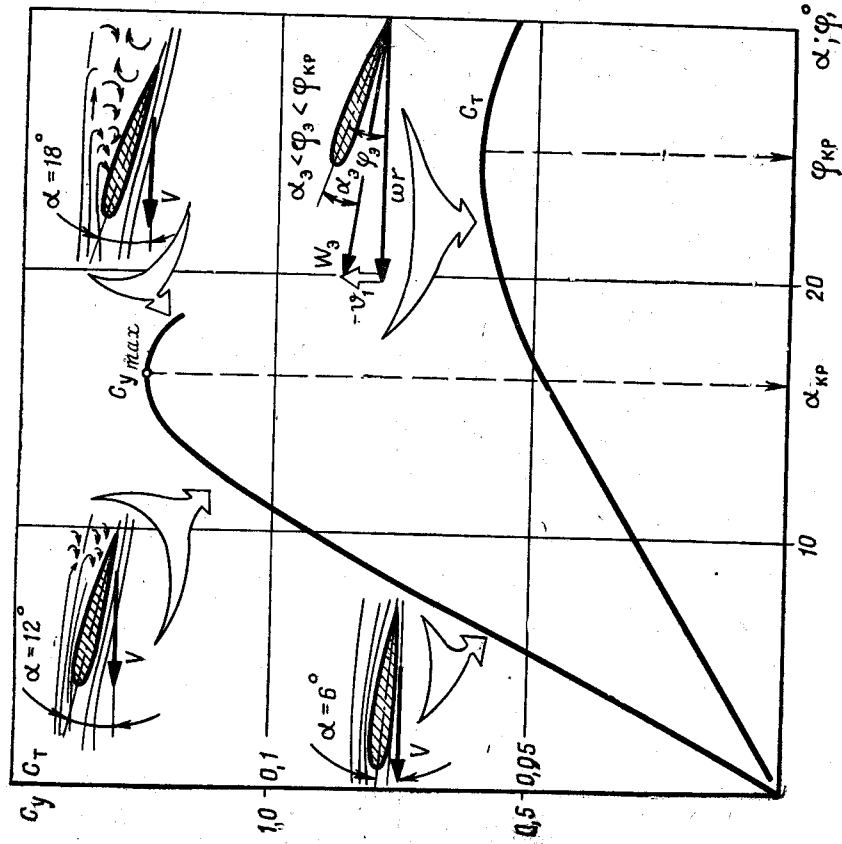


Рис. 3.16. Зависимости $C_y = f(\alpha)$ и $C_T = f(\varphi)$ ($M=0,6$)

перестает возрастать. Последующее увеличение шага сверх $\varphi_{\text{кр}}$ приводит к расширению зон срыва потока на лопастях, и тяга начинает уменьшаться. Критическое значение шага аналогично по своему физическому смыслу критическому углу атаки. Разница в величинах $\varphi_{\text{кр}}$ и $\alpha_{\text{кр}}$ объясняется как разницей в понятиях «углы установки» и «углы атаки», так и условным определением шага НВ — по углу установки сечения на относительном радиусе $r=0,7$. Как видно из рис. 3.15, аэродинамическая нагрузка (тяга элементов) распределяется по размаху лопасти очень неравномерно, резким повышением ее в концевых сечениях. Поэтому очевидно, необходимо геометрической кривки лопасти. Благодаря кривке

является коэффициентом момента сопротивления вращению или коэффициентом (потребного) крутящего момента ($m_{кр}$):

$$m_{кр} = \frac{\sigma}{4} C_{x_p} + \frac{\sigma}{3} C_y (\bar{V}_1)_t = m_{кр пр} + m_{кр инд} \quad (3.52)$$

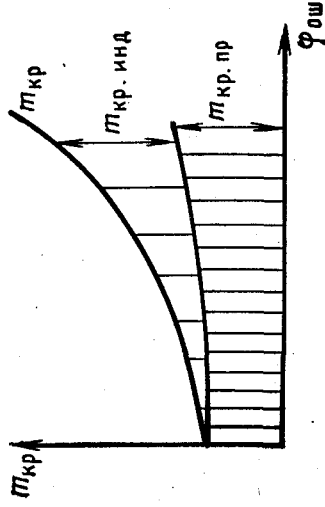


Рис. 3.17. Зависимость коэффициента момента сопротивления вращению $m_{кр}$ от шага HB $\varphi_{0ш}$

В формуле (3.52) первое слагаемое представляет коэффициент крутящего момента от сил профильного сопротивления лопастей $m_{кр пр}$, второе — от сил индуктивного сопротивления $m_{кр инд}$. Коэффициенты $m_{кр пр} = \frac{\sigma}{4} C_{x_p}$ и $m_{кр инд} = \frac{\sigma}{3} C_y (\bar{V}_1)_t$ зависят от угла установки качественно так же (рис. 3.17), как зависит от угла атаки профильное и индуктивное сопротивление элемента лопасти.

§ 3.5. НЕОБХОДИМОСТЬ ОБЪЕДИНЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБЩИМ ШАГОМ НВ И МОЩНОСТЬЮ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Взаимозависимость между коэффициентами тяги C_T и крутящего момента $m_{кр}$ можно показать на одном графике и получить, таким образом, поляру несущего винта (аналогично поляре «несущей поверхности», выражающей связь между C_y и C_x). На поляре НВ производится разметка величин общего шага $\varphi_{0ш}$.

На рис. 3.18 для примера показаны три таких зависимости, три поляры, соответствующие работе винта на месте при разных оборотах, т. е. при различных окружных скоростях ωR концевых сечений. Эти величины однозначно связаны соотношением $\omega R = \frac{\pi R}{30} n$, где n — число оборотов в минуту.

Обороты НВ у современных вертолетов желательно иметь возможно выше, чтобы получить наибольшую тягу, поскольку тяга пропорциональна их квадрату. Увеличение оборотов ограничивается влиянием сжимаемости воздуха в концевых сечениях лопасти, а также чрезмерным увеличением центро-

при данном шаге $\varphi_{0ш}$ увеличиваются углы атаки комлевых элементов лопастей. Это приводит к некоторому выравниванию индуктивных скоростей и аэродинамической нагрузки по длине лопасти. Следовательно, уменьшаются индуктивные потери, вызываемые неравномерностью потока за винтом, и появляется возможность получения большей тяги за счет некоторого увеличения значения $\varphi_{0ш}$, при котором начинаются срывные явления.

Тяга НВ за счет крутки увеличивается на 4—6%. Оптимальной является нелинейная крутка по длине лопасти. Однако усложнение закона крутки приводит к незначительным улучшениям характеристик НВ по сравнению с линейной круткой и технологически не оправдывается.

Для увеличения тяги при прочих равных условиях надо увеличивать общий шаг НВ. Однако при изменении шага винта изменяются и сила сопротивления вращению, и момент сопротивления НВ. Момент относительно оси НВ от силы сопротивления элемента лопасти $dM_s = dX_{пв} r$. Момент сопротивления вращению k элементов с учетом формулы (3.42)

$$dM_{сопр} = dX_{пв} r = C_{x_p} \frac{\rho(\omega r)^2}{2} k b r dr + C_y \frac{\rho(\omega r)}{2} V_1 k b r dr. \quad (3.50)$$

Зная распределение углов атаки и, следовательно, C_y и C_{x_p} по длине лопасти, можно выполнить графическое интегрирование функции (3.50) и определить крутящий момент на валу винта, который должна обеспечить силовая установка при данном шаге и данных оборотах НВ. В первом приближении, как и при расчете тяги, можно ограничиться средними значениями коэффициентов C_y и C_{x_p} , приняв их равными соответствующим коэффициентам в характерном сечении — C_{y_0} и $C_{x_{p0}}$. Расчет угла атаки в этом сечении производится по величине угла установки φ_1 и индуктивной скорости $(v_1)_t$:

$$\alpha_1 = \varphi_1 + \frac{V_{уНВ} + (v_1)_t}{\omega r}.$$

Примем некоторое среднее значение C_{x_p} , не зависящее от угла атаки. Это допустимо в диапазоне α_s от 0 до 10—12°. При этих предположениях для прямоугольной лопасти легко выполняется интегрирование выражения (3.50):

$$\begin{aligned} M_{сопр} &= M_{кр} = C_{x_{p0}} \frac{\rho \omega^2}{2} k b \int_0^R r^3 dr + C_{y_0} \frac{\rho \omega}{2} (V_1)_t k b \int_0^R r^2 dr = \\ &= \left[\frac{\sigma}{4} C_{x_{p0}} + \frac{\sigma}{3} C_{y_0} (\bar{V}_1)_t \right] \frac{\rho(\omega R)^2}{2} F R, \end{aligned} \quad (3.51)$$

где $(\bar{V}_1)_t = (V_1)_t / \omega R$.

При сравнении выражений (3.51) и (3.30) можно сделать вывод, что величина, стоящая в прямых скобках формулы (3.51),

бежных сил, действующих на силовые элементы конструкции лопастей. Поэтому максимальные окружные скорости ωR у несущих винтов в настоящее время не превышают 220—230 м/с.

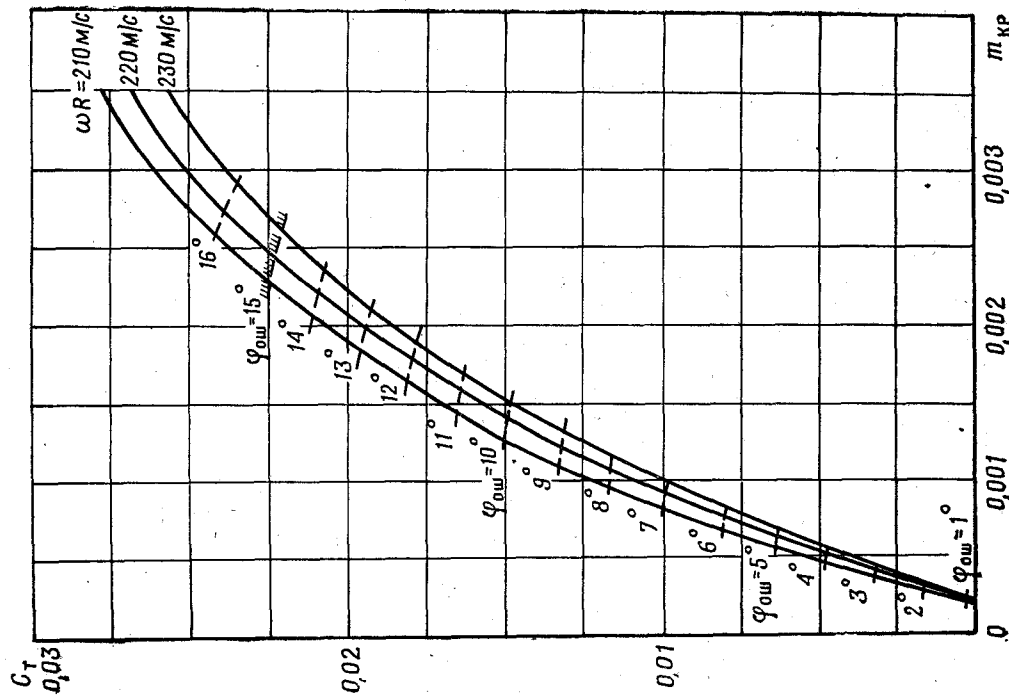


Рис. 3.18. Поляры несущего винта при работе на месте

По условиям согласования НВ и силовой установки (гл. 5) обороты несущего винта с механическим приводом на всех режимах полета вертолета поддерживаются почти постоянными. Поэтому нет необходимости рассматривать изменение поляры НВ в широком диапазоне изменения ωR . Поляры, приведенные на рис. 3.18, дают возможность оценить влияние изменения оборотов НВ в тех пределах, в которых это обычно допустимо. Как видно из рисунка,

увеличение оборотов НВ (т. е. ωR) при постоянном шаге приводит к увеличению коэффициента $m_{кр}$. Это происходит главным образом вследствие увеличения профильного сопротивления элементов лопастей за счет влияния сжимаемости воздуха.

Влияние оборотов НВ на коэффициент тяги до значений $\varphi_{0ш} = 9 \div 10^\circ$ мало заметно. При больших значениях $\varphi_{0ш}$ коэффициент C_t несколько уменьшается при увеличении оборотов НВ. Это происходит вследствие усиления неблагоприятного взаимного влияния лопастей — каждая лопасть попадает в более скошенную часть потока от предыдущей.

Важно отметить, что уменьшение оборотов всегда приводит к уменьшению тяги НВ, несмотря на некоторое увеличение C_t при больших значениях $\varphi_{0ш}$. Ведь коэффициент C_t увеличивается незначительно, и тяга уменьшается практически пропорционально квадрату оборотов, что видно, если в формуле (3.25) заменить ω величиной $\frac{\pi n}{30}$. Тогда получим

$$T = C_t F \frac{\rho}{2} \left(\frac{\pi n}{30} \right)^2 R^2 = \frac{\pi^3}{1800} C_t \rho R^4 n^2. \quad (3.53)$$

Итак, чтобы увеличить тягу НВ, надо увеличить общий шаг винта. Но чем больше $\varphi_{0ш}$, тем больше $m_{кр}$ и момент сопротивления вращения. Следовательно, при увеличении $\varphi_{0ш}$ необходимо одновременно увеличивать мощность, подводимую к несущему винту. В противном случае момент сопротивления винта будет превосходить крутящий момент от силовой установки, число оборотов начнет уменьшаться и тяга НВ снизится.

Летчику очень неудобно управлять раздельно шагом НВ и мощностью двигателей, как это было на первых вертолетах. Поэтому управление общим шагом НВ и мощностью («газом») двигателей на современных вертолетах объединено (сблокировано) и производится от одного общего рычага «шаг-газ». С помощью этого рычага летчик может управлять одновременно шагом винта мощностью, развиваемой силовой установкой. Для увеличения шага винта и мощности двигателей рычаг «шаг-газ» надо поднимать (тянуть) вверх, для уменьшения — опускать.

Потребная мощность связана с моментом сопротивления формулой (3.31)

$$N_n = M_{сopr} \omega = m_{кр} F \frac{\rho (\omega R)^2}{2} R \omega = \frac{\pi^4 \rho}{54000} m_{кр} R^5 n^3. \quad (3.54)$$

Как видно из выражения (3.54), при постоянных оборотах винта изменение потребляемой мощности в зависимости от шага НВ приводит соответственно изменению коэффициента $m_{кр}$. Поэтому механика механизма управления и автоматика двигателей выстроены так, чтобы при увеличении общего шага НВ мощность силовой установки увеличивалась на величину прироста коэффици-

§ 3.6. КОЭФФИЦИЕНТ ПОЛЕЗНОГО ДЕЙСТВИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Коэффициент полезного действия (к. п. д.) несущего винта показывает, насколько эффективно используется мощность, подводимая к винту. Коэффициент полезного действия равен отношению мощности, снимаемой с винта (полезной), к затраченной на его вращение.

При движении винта (и вертолета) в осевом направлении со скоростью $V_{\text{ув}}$ тяга T развивает полезную мощность $N_{\text{пол}} = TV_{\text{ув}}$.

Мощность, затрачиваемая на вращение идеального винта, выражается формулой (3.28) $N_{\text{ид}} = T(V_{\text{ув}} + v_1)$. Следовательно, к. п. д. идеального винта при осевой обдувке

$$\eta_{\text{ид}} = \frac{N_{\text{пол}}}{N_{\text{ид}}} = \frac{V_{\text{ув}}}{V_{\text{ув}} + v_1}. \quad (3.55)$$

Как видно, значение к. п. д. идеального винта зависит от величин скоростей $V_{\text{ув}}$ и v_1 .

Существенно, что $\eta_{\text{ид}}$ увеличивается при уменьшении индуктивной скорости v_1 . Физически это означает, что выгоднее получать необходимую тягу, придавая большей массе воздуха меньшую индуктивную скорость, нежели наоборот. С этой точки зрения выгоднее винты большого диаметра. Здесь проявляется полная аналогия с отмеченными в § 2.2. особенностями получения подъемной силы. Однако пользоваться величиной $\eta_{\text{ид}}$ не всегда удобно, кроме того, значение $\eta_{\text{ид}}$ заметно отличается от к. п. д. реального винта.

Во-первых, для винта, работающего на месте, $\eta_{\text{ид}} = 0$, так как винт (и вертолет) не имеет вертикальной скорости ($V_{\text{ув}} = 0$). Между тем винт как преобразователь энергии и в этом случае, отбрасывая воздух, создает тягу, и его эффективность не равна нулю.

Во-вторых, мощность, фактически затрачиваемая на вращение реального винта, оказывается существенно большей, чем $N_{\text{ид}}$, так как при расчете $N_{\text{ид}}$ не учитывались потери на профильное сопротивление лопастей и закручивание струи. Кроме того, не учитывались потери на трение воздуха и вихреобразование в струе за винтом из-за неравномерности поля индуктивных скоростей, концевые и комлевые потери. В то же время опыт показывает, что эти потери составляют заметную долю мощности, подводимой к винту:

- на преодоление профильного сопротивления — до 20—25% (если нет заметного проявления сжимаемости воздуха);
- из-за неравномерности поля индуктивных скоростей — 6%;
- концевые, комлевые потери и на закручивание воздуха — 8%.

ента момента сопротивления винта, и наоборот. При этом обороты НВ сохраняются неизменными. Наиболее совершенно эти принципы реализуются автоматическими регуляторами газотурбинных двигателей (ГТД), которые регулируют подачу топлива в двигатель и мощность ГТД в зависимости от внешней нагрузки, обеспечивая сохранение оборотов НВ в заданных пределах.

Такое объединение управления существенно облегчает летчику пилотирование вертолета, но при этом все же необходимо иметь в виду особенности совместной работы НВ и силовой установки. Так, при управлении с помощью рычага «шаг-газ» летчик должен учитывать различную динамику возможного роста момента сопротивления НВ и мощности силовой установки. Дело в том, что рычаг «шаг-газ» можно взять (поднять) вверх до упора очень быстро, за 1—1,5 с. С таким же темпом в несколько раз возрастает шаг НВ и его момент сопротивления вращению, а следовательно, и мощность, потребная для НВ. Однако мощность силовой установки не может так же быстро возрасти на необходимую величину. В результате оказывается, что рост шага и соответственно момента сопротивления опережает увеличение подводимого к винту крутящего момента, подводимая от двигателей мощность становится меньше потребной, обороты НВ, а вместе с ними и тяга начинают уменьшаться. Это явление, связанное с излишне резким (быстрым) перемещением рычагом рычага «шаг-газ» вверх, называется перетяжением несущего винта.

Чтобы исключить перетяжение НВ, летчик должен брать шаг с темпом, не более чем максимально допустимым, указанным в инструкции экипажу конкретного типа вертолета. Этот темп определяется исходя из времени приемистости данной силовой установки, т. е. минимального времени выхода двигателей на взлетный режим с режима малого газа. Для поршневых двигателей это время составляет 2—3 с, для ГТД — 8—12 с. Поэтому перетяжение несущего винта, связанное с ошибками летчика в темпе взятия шага, чаще наблюдается при пилотировании вертолетов с ГТД.

Иногда бывает необходимо иметь разные обороты при заданном значении общего шага винта. Поэтому в системе «шаг-газ» предусмотрена возможность управления (в небольших пределах) мощностью двигателей при неизменном шаге — так называемая коррекция. Коррекция обеспечивается поворотом рукоятки рычага «шаг-газ», подобно тому, как это делается при управлении мощностью двигателя на мотоциклах. При этом осуществляется в ограниченных пределах управление насосом-регулятором подачи топлива (дроссельной заслонкой) без изменения общего шага. Поворот рукоятки коррекции вправо соответствует увеличению, а поворот влево — уменьшению подводимой мощности и числа оборотов при неизменном шаге несущего винта. У вертолетов с ГТД на большинстве режимов работы коррекция осуществляется автоматически регулятором оборотов.

Следовательно, к. п. д. реального винта будет существенно меньше, чем идеального. Для создания тяги, одинаковой с тягой идеального винта, к реальному винту придется подвести на 40—50% большую мощность, чем к идеальному. Для оценки реальных потерь, а также эффективности работы винта на месте (в режиме

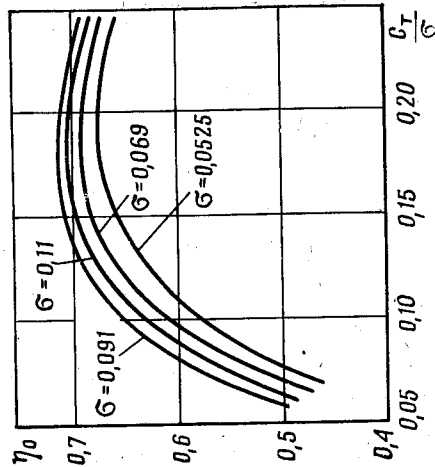


Рис. 3.19. Относительный к. п. д. η_0 несущих винтов в зависимости от σ ($M_{R_0} = 0.65$)

висения) вводится относительный к. п. д. Он равен отношению мощности, затрачиваемой для выполнения висения с идеальным винтом, к мощности, фактически затрачиваемой для этого в реальных условиях:

$$\eta_0 = \frac{N_{ид}}{N} \quad (3.56)$$

Величина η_0 показывает, на сколько при создании равной тяги данный реальный винт по расходу мощности приближается к идеалу. У современных НВ величина η_0 достигает 0,7—0,75 (рис. 3.19).

Так как при работе на месте

$$N_{ид} = T v_1 \text{ и } v_1 = \sqrt{\frac{T}{2\rho F}},$$

то

$$\eta_0 = \frac{T^{3/2}}{N \sqrt{2\rho F}} \quad (3.57)$$

Величина η_0 показывает, насколько аэродинамически совершен вертолетный винт. В самом деле, выразим относительный к. п. д. через аэродинамические коэффициенты тяги и крутящего

момента. Для этого подставим в формулу (3.57) значение T и N по формулам (3.25) и (3.54):

$$\eta_0 = \frac{\left[\frac{C_T \rho (\omega R)^2}{2} \right]^{3/2}}{m_{кр} F \frac{\rho (\omega R)^3}{2} \sqrt{2\rho F}} = \frac{1}{2} \frac{C_T^{3/2}}{m_{кр}} \quad (3.58)$$

Формула (3.58) показывает, что относительный к. п. д. винта целиком определяется аэродинамическими характеристиками НВ. Шаг винта, при котором η_0 достигает максимума, можно определить по полюре (рис. 3.18), найдя точку, где отношение $\frac{C_T^{3/2}}{m_{кр}}$ является наибольшим.

Для повышения к. п. д. необходимо добиваться максимального значения отношения $\frac{C_T^{3/2}}{m_{кр}}$, т. е. максимального повышения коэффициента тяги C_T и максимального снижения при этом коэффициента $m_{кр}$. Увеличение C_T достигается применением возможно более несущих профилей, выбором коэффициента заполнения и рациональной кривой лопастей, уменьшением концевых и комлевых потерь благодаря приданию лопасти оптимальной формы в плане и т. п. Уменьшение коэффициента момента сопротивления (коэффициента $m_{кр}$) достигается путем уменьшения профильного сопротивления всеми известными способами: высококачественной обработкой поверхностей лопастей, точным выполнением профиля, исключением его деформаций в процессе эксплуатации и т. д. Очень важную роль в повышении аэродинамического совершенства несущих винтов может сыграть применение управления пограничным слоем на лопастях.

§ 3.7. ОСНОВНЫЕ РЕЖИМЫ ОСЕВОГО ОБТЕКАНИЯ

При осевом обтекании скорости встречи элементов лопастей с воздухом и их углы атаки зависят от окружной скорости данного вращения ωr , индуктивной скорости v_1 , скорости закрутки воздуха ω_1 , и скорости движения винта $V_{унав}$. Скорость $V_{унав}$ всех элементов жестко заданного во втулке винта (без учета его упругих деформаций) одинакова. Окружная скорость ωr , индуктивная скорость v_1 и скорость закрутки ω_1 являются переменными по радиусу лопасти. В дальнейшем построение многоугольников скоростей будет рассмотрено на примере обтекания характерного сечения лопасти на $r=0.7$. Найдем соотношение между $V_{унав}$ и v . Реуравнение (3.13) относительно v , получим

$$2v_1 = -V_{унав} \pm \sqrt{V_{унав}^2 + \frac{2T_{ид}}{\rho F}} \quad (3.59)$$

Отнеся все величины к индуктивной скорости при работе на месте (разделив все члены уравнения (3.59) на $(v_1 = \sqrt{\frac{T_{\text{нл}}}{2\rho F}})$, получим формулу в безразмерных величинах:

$$2\bar{v}_1 = -\bar{V}_{\text{унв}} \pm \sqrt{\bar{V}_{\text{унв}}^2 + 4}. \quad (3.60)$$

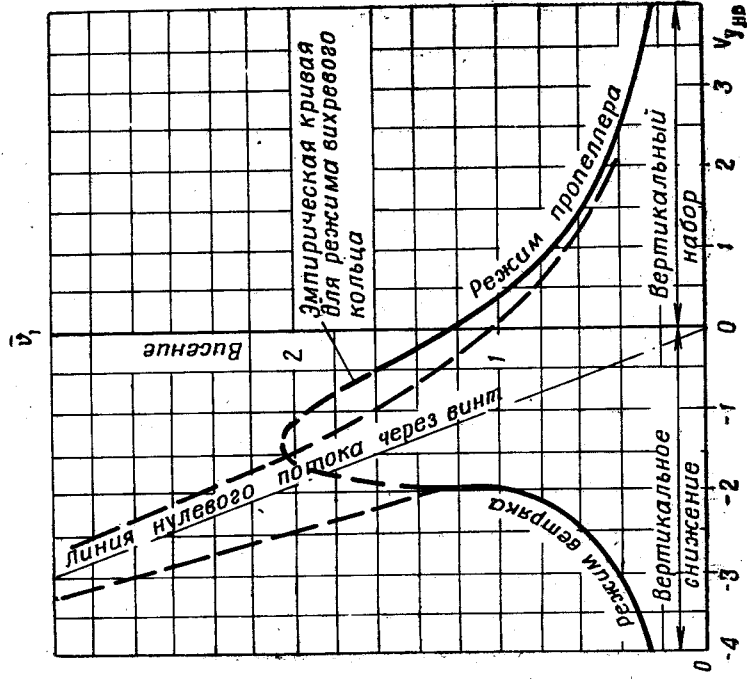


Рис. 3.20. Индуктивные скорости при вертикальном полете вертолета $\bar{v}_1 = \frac{v_1}{v_{10}} = \frac{v_1}{\sqrt{\frac{T}{2\rho F}}}$; $\bar{V}_{\text{унв}} = \frac{V_{\text{унв}}}{\sqrt{\frac{T}{2\rho F}}}$

График, показывающий зависимость $\bar{v}_1$ от $\bar{V}_{\text{унв}}$, соответствующий вертикальным режимам полета вертолета, изображен пунктирной кривой на рис. 3.20. Положительный знак при корне в формуле (3.60) и правая ветвь кривой соответствуют подъему, т. е. режимам, при которых воздушный поток проходит через диск винта сверху вниз. Левая ветвь соответствует случаю снижения, т. е. отрицательным $V_{\text{унв}}$. Формула (3.13), основанная на теореме о

количестве движения, как показывает практика, справедлива и в этом случае, но только при $\bar{V}_{\text{унв}} < -2$. При этом поток направлен через диск винта снизу вверх (отрицательный знак при корне), и винт работает в режиме ветряка. В области между работой на месте ($V_{\text{унв}} = 0$) и снижением с большой вертикальной скоростью ($\bar{V}_{\text{унв}} < -2$) нельзя для расчета тяги использовать теорию идеального винта, так как здесь картина обтекания получается иной. Сплошной линией на рис. 3.20 показана зависимость, основанная на эмпирических данных.

В зависимости от величины и направления $V_{\text{унв}}$ получаются различные варианты (режимы) осевого обтекания. Наиболее характерные из них следующие.

1. Работа на месте (висение). Многоугольник скоростей показан на рис. 3.21, а. Сечение лопасти относительно воздуха движется с воздушной скоростью $\vec{W} = \omega \times \vec{r} - \vec{v}_1 - \vec{U}_1$. Угол скола потока ϵ совпадает с углом притекания β_n . Угол атаки $\alpha = \varphi - \beta_n$. Тяга винта определяется по формуле (3.23). В практической аэродинамике при определении углов атаки элементов лопастей и аэродинамических характеристик скорость закрутки U_1 обычно пренебрегают. Как можно видеть из рис. 3.21, это не приводит к заметным погрешностям.

2. Пропеллерный режим (вертикальный подъем). Скорость встречи сечения лопасти с воздухом $\vec{W} = \omega \times \vec{r} + \vec{V}_{\text{унв}} - \vec{v}_1 - \vec{U}_1$ (рис. 3.21, б). Угол атаки $\alpha = \varphi - \beta_n$, где угол притекания струй складывается из угла скола потока ϵ и угла притекания $\beta_{\text{пч}}$, величина которого зависит от $V_{\text{унв}}$ (и, конечно, от ωr). Тяга винта определяется по формуле

$$T = 2\rho F \chi (V_{\text{унв}} + v_1) v_1, \quad (3.61)$$

где величина v_1 находится по уравнению связи (3.46) применительно к характерному сечению.

3. Режим нулевой тяги (рис. 3.21, в). Этот режим наступает при таких величинах φ и $V_{\text{унв}}$, когда угол атаки характерного сечения $\alpha = \alpha_0$, следовательно, $v_1 = 0$ и сечение, а также винт в целом не создают подъемной силы. Несущие винты вертолетов переходят в этот режим лишь в неустановившемся полете при некоторых эволюциях, связанных с уменьшением скорости по-

4. Режим моторного снижения. Рассмотренные три режима характерны для $V_{\text{унв}} \geq 0$. Посмотрим, что получается на снижении, когда скорость $V_{\text{унв}}$ отрицательна и обдувка винта за счет $V_{\text{унв}}$

противоположна направлению v_1 . В этом случае под винтом встречаются два воздушных потока — индуцированный винтом (индуктивный) и встречный — от снижения винта со скоростью $V_{у\text{нв}}$

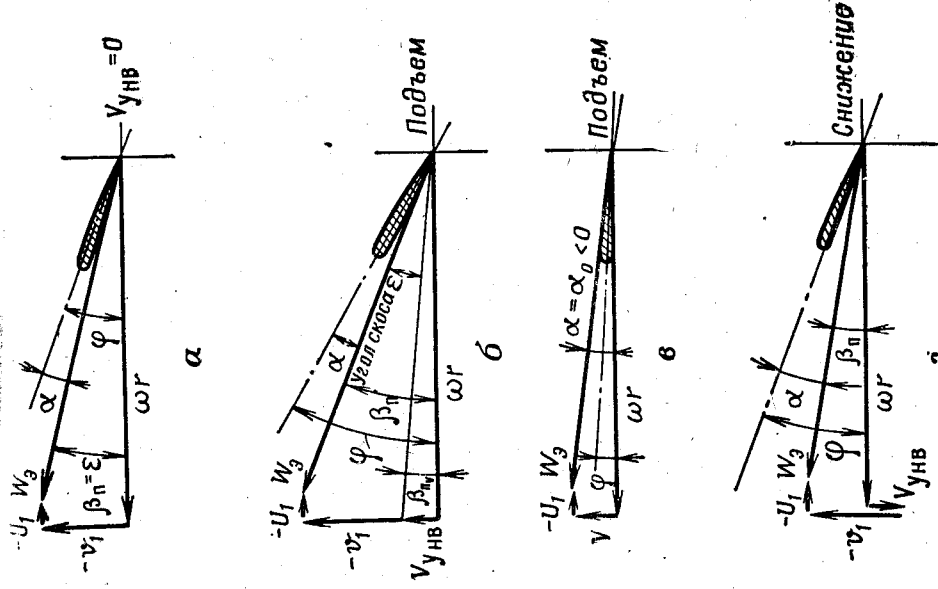


Рис. 3.21. Многоугольники скоростей для элементов лопасти при различных характерных режимах осевого обтекания НВ:
а — работа на месте (всечение); б — пропеллерный режим; в — режим нулевой тяги; г — снижение с малой $V_{у\text{нв}}$ (моторное снижение)

(рис. 3.22). При этом происходит образование вихрей, расположенных по окружности диска НВ. При малых скоростях снижения $V_{у\text{нв}}$ это вихреобразование охватывает лишь периферийную часть ометаемой площади. Тяга винта при этом же шаге даже несколько возрастает по сравнению с режимом висения вследствие увеличения углов атаки сечений за счет $V_{у\text{нв}}$ (рис. 3.21, г).

5. Режим вихревого кольца. По мере увеличения скорости снижения поверхность растекания струй $P-P$ (рис. 3.22) все более приближается к диску винта и, наконец, становится кольцеобразной, так как индуктивные скорости в центральной части диска очень малы и воздух начинает проходить здесь снизу вверх, вы-

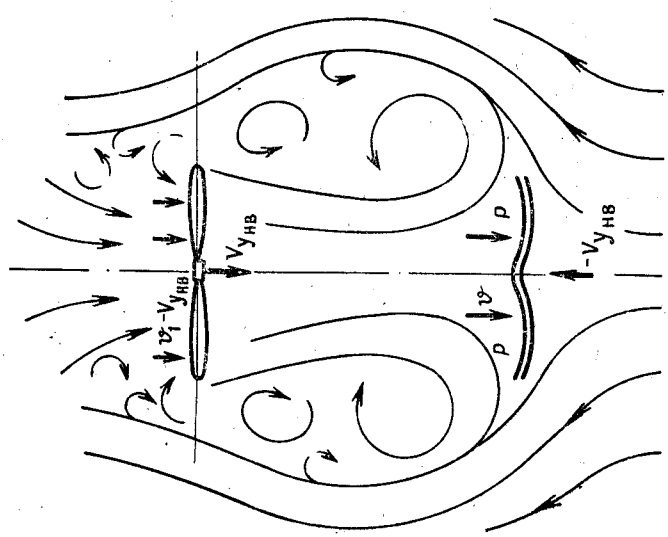


Рис. 3.22. Картина потока при вертикальном снижении НВ

ходя при этом интенсивное вихреобразование как по внешней, так и в комлевой части диска НВ. При дальнейшем росте скорости снижения все большее количество воздуха из струи за винтом включается в это вихревое движение, выходит над ометаемой площадью и вновь засасывается винтом.

Кольцевая поверхность растекания временами разрывается между лопастями, пропуская вихри вверх, навстречу движению. Эта НВ резко уменьшается, наступает режим полного вихревого кольца. Обтекание лопастей винта в этом режиме — вихревое, существенно нестационарное, что приводит к сильной тряске винта вертолета, ухудшению управляемости и повышенному расходу энергии без образования достаточной тяги. Моторное вертикальное снижение в этом режиме выполнять не следует. При прекращении подвода мощности (безмоторном снижении) винт переходит на режим самовращения (гл. 8), а при дальнейшем увеличе-

нии скорости вертикального снижения — на режим ветряного двигателя (ветряка).

Вследствие сложности физической картины обтекания режим вихревого кольца теоретически исследован недостаточно. Проведенные летные испытания в этом режиме позволили получить некоторые материалы для расчета допустимых вертикальных скоростей снижения вертолета в зависимости от доли используемой мощности двигателей. Установлено, что особенности в поведении вертолета, связанные с режимом вихревого кольца НВ, проявляются при значениях $\bar{V}_{\text{унв}} = -(0,5 \div 1,5) v_1$. Таких скоростей вертикального снижения допускать не следует.

Глава 4

АЭРОДИНАМИКА НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ КОСОМ ОБТЕКАНИИ

§ 4.1. ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ КОСОМ ОБТЕКАНИИ

На подавляющем большинстве этапов полета вертолета несущий винт работает в режиме косоного обтекания, когда скорость вращательного движения лопастей складывается со скоростью по-

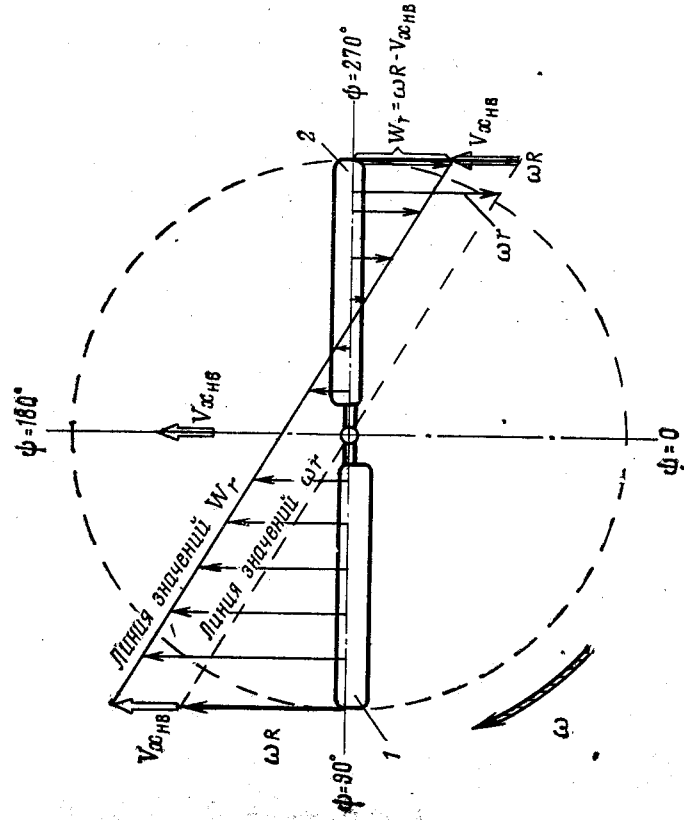


Рис. 4.1. Различия в условиях работы лопастей НВ в азимутах 90 и 270°

у вертолета и условия работы лопастей существенно зависят от азимута.

Наиболее наглядно сложение скоростей и разница в условиях работы проявляются в моменты, когда лопасти занимают азимуты 90 и 270° (рис. 4.1). Все элементы лопасти l на азимуте 90°

в плоскости вращения движутся со скоростями $(\omega r + V_{x_{HB}})$, а лопасти 2 (на азимуте 270°) — со скоростями $(\omega r - V_{x_{HB}})$. Следовательно, воздушная скорость элементов лопасти при переходе ее с азимута 90° на азимут 270° изменится на величину $2V_{x_{HB}}$, примерно равную удвоенной скорости полета вертолета. Например, при скорости полета вертолета 180 км/ч (50 м/с) максимальная разница в воздушных скоростях элемента лопасти при изменении азимута достигает 100 м/с .

Для рассмотрения последствий такого явления необходимо более подробно проанализировать его проявление на других азимутах. При этом вначале (для простоты) будет рассматриваться несущий винт без горизонтальных и вертикальных шарниров.

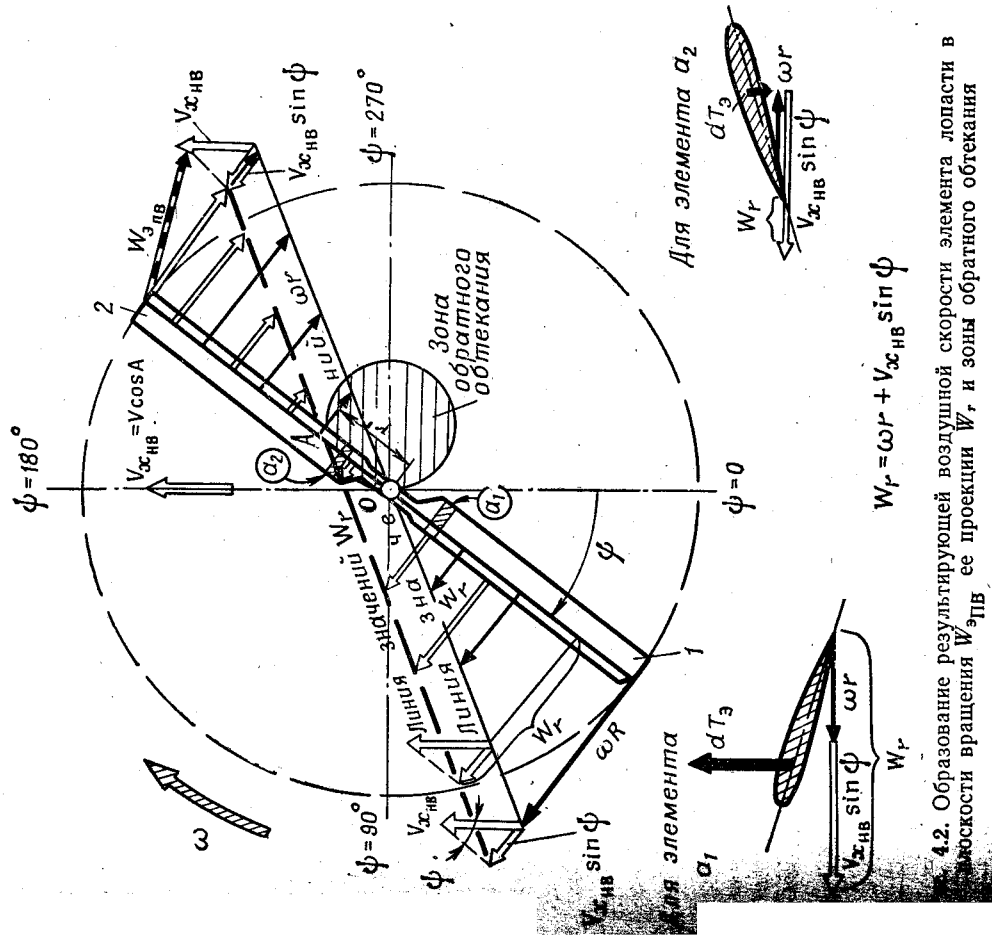
4.1.1. Воздушная скорость элемента лопасти в плоскости вращения

Воздушная скорость элемента лопасти в плоскости вращения определяется векторной суммой: $\vec{W}_{\text{эпв}} = \vec{\omega} \times \vec{r} + \vec{V}_{x_{HB}}$, как это показано, например, для концевое сечения лопасти 2 на рис. 4.2. Сила тяги каждого элемента и лопасти в целом зависит от величины проекции скорости $\vec{W}_{\text{эпв}}$ на направление, перпендикулярное передней кромке лопасти, т. е. на направление окружной скорости ωr . Кроме ωr по этому же направлению действует проекция скорости $V_{x_{HB}}$, равная $V_{x_{HB}} \sin \psi$, как это видно из рис. 4.2. Другая ее проекция, равная $V_{x_{HB}} \cos \psi$, направлена вдоль лопасти и не создает подъемной силы и тяги элемента.

Таким образом, воздушная скорость $\vec{W}$ элемента лопасти, расположенного на произвольном радиусе r , перпендикулярная его передней кромке в плоскости вращения, является результирующей скоростей ωr и $V_{x_{HB}} \sin \psi$ и равна их сумме:

$$W_r = \omega r + V_{x_{HB}} \sin \psi = \omega r + V \cos A \sin \psi. \quad (4.1)$$

Выражение (4.1) характеризует зависимость скорости $\vec{W}$ от азимута лопасти ψ . Второе слагаемое в формуле (4.1) будет наибольшим, когда $\sin \psi$ достигает своих граничных значений, т. е. на азимутах 90° ($\sin 90^\circ = 1$) и 270° ($\sin 270^\circ = -1$). Поэтому в любом сечении лопасти скорость обтекания в плоскости вращения достигает максимального значения на азимуте 90° и равна $(\omega r + V_{x_{HB}})$, а минимального — на азимуте 270° и равна $(\omega r - V_{x_{HB}})$. Изменение $\vec{W}$ в зависимости от азимута происходит по синусоиде с амплитудой $V_{x_{HB}}$ (рис. 4.3).



4.2. Образование результирующей воздушной скорости элемента лопасти в плоскости вращения $\vec{W}_{\text{эпв}}$ ее проекции $\vec{W}_r$ и зоны обратного обтекания

У элементов наступающей лопасти скорость W , увеличивается в азимутах от 0 до 90°, а затем уменьшается при движении лопасти к азимуту 180°. Далее лопасть становится отступающей и скорость W , продолжает уменьшаться. У элементов отступающих лопастей скорость W , уменьшается до азимута 270°, а затем увеличивается.

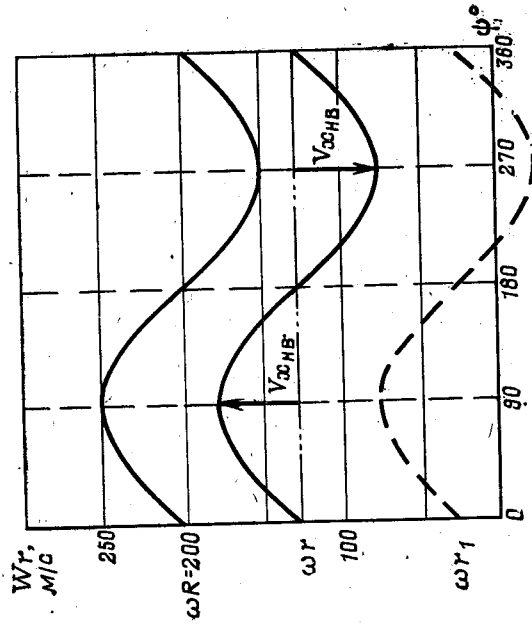


Рис. 4.3. Изменение скорости W , от азимута для различных элементов лопасти НВ (элемент на радиусе r_1 обтекает с хвостика в азимутах от 210 до 330°)

личивается, возвращаясь к своему исходному значению W , = ωr на азимуте 360° (0). Изменение W , в зависимости от азимута является главным фактором, определяющим все остальные особенности работы НВ при косом обтекании.

4.1.2. Зона обратного обтекания

Так как у отступающих лопастей ($\sin \psi < 0$) результирующая скорость W , определяется разностью ωr и $V \sin \psi$, при достаточно малых r , т. е. в комлевых сечениях лопастей, оказывается, что $\omega r < |V \sin \psi|$, т. е. $W < 0$.

Для сравнения на рис. 4.2 показано образование W , у элемента a_1 первой (наступающей) лопасти и находящегося на таком же радиусе элемента a_2 второй (отступающей) лопасти. То же будет для элемента a_1 , когда первая лопасть выйдет на азимут ($\psi + 180^\circ$). Как видно, элемент a_2 рассекает воздух не передней, а задней кромкой, т. е. обтекается с обратной стороны. Обратное

обтекание наблюдается у всех элементов лопасти, у которых на данном азимуте $\psi > 180^\circ$, $\omega r < |V \sin \psi|$.

Сумма таких элементов на отступающей лопасти от центра втулки до сечения r' , где $W_r = 0$, образует участок обратного обтекания лопасти на данном азимуте (участок $OA = r'$, рис. 4.2, для лопасти 2 в азимуте $\psi + 180^\circ$). В связи с обратным направлением W , этот участок дает отрицательную тягу, т. е. направленную противоположно тяге всей остальной части лопасти. Размеры этого участка (радиус r') определяются из вышеуказанного условия

$$W_r = \omega r' + V \sin \psi = 0, \quad (4.2)$$

откуда

$$r' = -\frac{V \sin \psi}{\omega}. \quad (4.3)$$

Элементы лопасти, расположенные на радиусах, больших r' , рассекают воздух нормально, передней кромкой на всех азимутах (рис. 4.2).

Уравнение (4.3) определяет границу участка обратного обтекания на лопасти в зависимости от азимута и показывает, что наибольшего размера этот участок достигает на азимуте 270°. На диске НВ оно определяет зону, в пределах которой при движении участки лопастей обтекаются с обратной стороны. Эта зона называется зоной обратного обтекания.

Зона обратного обтекания располагается в азимутах $180^\circ < \psi < 360^\circ$, т. е. в «отступающей» части диска НВ. Физически это объясняется тем, что вычитание из ωr составляющей $V \sin \psi$ приводит только у отступающих лопастей.

Зона обратного обтекания по уравнению (4.3) является окружностью (рис. 4.2), центр которой располагается на линии азимута 270° и смещен с оси вала НВ на расстояние $1/2 r_{270}$, где r_{270} — размер участка обратного обтекания на лопасти в азимуте 270°;

$$r_{270} = \frac{V \sin \psi}{\omega} = \frac{V \cos A}{\omega}. \quad (4.4)$$

Следовательно, величина r_{270} является диаметром окружности зоны обратного обтекания $d_{об}$: $r_{270} = d_{об}/2$.

Размеры зоны обратного обтекания не постоянны. Зона увеличивается (см. формулу 4.3) при увеличении скорости полета вертолета (точнее, скорости $V \sin \psi = V \cos A$) и уменьшении оборотов (при остановке НВ все лопасти в азимутах от 180 до 360° находятся от длины лопастей полностью обтекаются с задней стороны).

Для оценки размеров зоны обратного обтекания в относительных величинах по отношению к длине лопасти, т. е. к вели-

чине радиуса НВ. Разделив правую и левую части уравнения (4.3) на R , получим

$$\bar{r} = -\frac{V_{x_{HB}}}{\omega R} \sin \psi = -\mu \sin \psi. \quad (4.5)$$

Как видно, коэффициент μ , учитывающий соотношение между $V_{x_{HB}}$ и окружной скоростью концевых сечений лопастей, а также характеризующий степень влияния скорости полета вперед на аэродинамические характеристики НВ, показывает, какая часть лопасти, проходящей азимут 270° , работает в условиях обратного обтекания. Действительно, из выражений (4.5) и (4.4) видно, что $\bar{r}_{270} = \frac{d_{06}}{R} = \mu$. Следовательно, при $\mu=0,25$ зона обратного обтекания занимает в азимуте 270° 25% длины лопасти.

У современных несущих винтов вертолетов на максимальных скоростях полета скорость полета вперед составляет 35—45% окружной скорости концевых сечений лопастей НВ, т. е. величина μ достигает 0,35—0,45. Увеличение скорости полета вертолета при постоянных оборотах НВ приводит к заметному росту μ и площади зоны обратного обтекания $F_{06} = \frac{\pi}{4} \mu^2 R^2$. Отношение

$\frac{\mu^2}{4} = \frac{F_{06}}{F}$ показывает, что уже при $\mu=0,4$ зона обратного обтекания занимает 4% ометаемой площади. Эта площадь не просто выпадает из $F_{эф}$, но создает отрицательную тягу НВ.

Обратное обтекание — вредное явление. Чем больше зона обратного обтекания, тем больше потери тяги (и меньше к.п.д.) несущего винта, больше динамические знакопеременные нагрузки на лопасть и соответственно уровень вибраций вертолета. Для уменьшения вредного влияния зоны обратного обтекания иногда сокращают несущую поверхность концевых участков лопастей, оставляя от нее только «оголенные» лонжероны. При этом тяга НВ уменьшается незначительно, так как несущие свойства этих участков лопастей невелики, но зато исключается появление отрицательной тяги. Это существенно снижает уровень вибраций и обеспечивает повышение ресурса лопастей. Разрабатываются и другие, конструктивно более сложные способы устранения влияния зоны обратного обтекания.

§ 4.2. ТЕОРИЯ ЭЛЕМЕНТА ЛОПАСТИ ПРИ КОСОМ ОБТЕКАНИИ НЕСУЩЕГО ВИНТА С ЖЕСТКИМ КРЕПЛЕНИЕМ ЛОПАСТЕЙ

4.2.1. Общие положения теории

Идея и основные допущения теории элемента лопасти при косом обтекании аналогичны тем, которые применялись при рассмотрении осевого обтекания (§ 3.4). Выделяется произвольный элемент лопасти шириной (по размаху) dr , имеющий хорду b . Однако

при определении воздушной скорости и аэродинамических сил элемента лопасти должна учитываться скорость полета вперед.

На рис. 4.4 показано определение воздушной скорости W , для элементов наступающей и отступающей лопастей, находящихся на одинаковом радиусе r . Эта скорость лежит в плоскости профиля элемента и складывается из скоростей: в плоскости вращения НВ $W_r = \omega r + V_{x_{HB}} \sin \psi$ (4.6)

и в осевом направлении — из проекции скорости полета вертолета на ось вала НВ $V_{y_{HB}} = V \sin A$ и индуктивной скорости движения воздуха, взятой с обратным знаком. На рис. 4.4 для простоты принято среднее значение индуктивной скорости подсаивания v_l . Таким образом, для любого выделенного элемента лопасти, установленного под углом φ , можно определить воздушную скорость W , и соответственно его угол атаки α .

Далее при известных характеристиках профиля элемента, т. е. зависимостях $C_y = f(\alpha)$ и $C_x = f(\alpha)$, легко определяются составляющие результирующей аэродинамической силы dR , элемента лопасти — подъемная сила dY , и сила лобового сопротивления dX :

$$dY = C_y \frac{\rho W^2}{2} b dr; \quad (4.7)$$

$$dX = C_x \frac{\rho W^2}{2} b dr. \quad (4.8)$$

Проектируя эти силы на ось и плоскость вращения, получим соответственно элементарные силу тяги dT , и силу сопротивления $dX_{пв}$ (рис. 4.4):

$$dT = dY \cos \beta - dX \sin \beta; \quad (4.9)$$

$$dX_{пв} = dX \cos \beta + dY \sin \beta. \quad (4.10)$$

При малых углах притекания β , и достаточно больших скоростях полета вертолета, когда угол A также невелик, можно считать, что $\cos \beta \approx 1$; $\sin \beta \approx \beta$; $\cos A \approx 1$, а величиной $dX \sin \beta$ можно пренебречь.

При этом $W_r = W / \cos \beta \approx W_r = \omega r + V_{x_{HB}} \sin \psi$.

С учетом принятых допущений формулы для сил тяги и сопротивления вращения элемента лопасти принимают следующий вид:

$$dT \approx dY = \frac{1}{2} C_y \rho (\omega r + V_{x_{HB}} \sin \psi)^2 b dr; \quad (4.11)$$

$$dX_{пв} \approx dX + dY \beta =$$

$$= \frac{1}{2} (C_{x_p} + C_y \beta) \rho (\omega r + V_{x_{HB}} \sin \psi)^2 b dr. \quad (4.12)$$

Как видно, и сила тяги элемента, и сила $dX_{\text{пв}}$ зависят от азимутального положения лопасти, что является следствием изменения скорости W по азимуту. На рис. 4.5 показаны зависимость $W_r = f(\psi)$ и соответствующая ей зависимость тяги элемента лопасти от азимута.

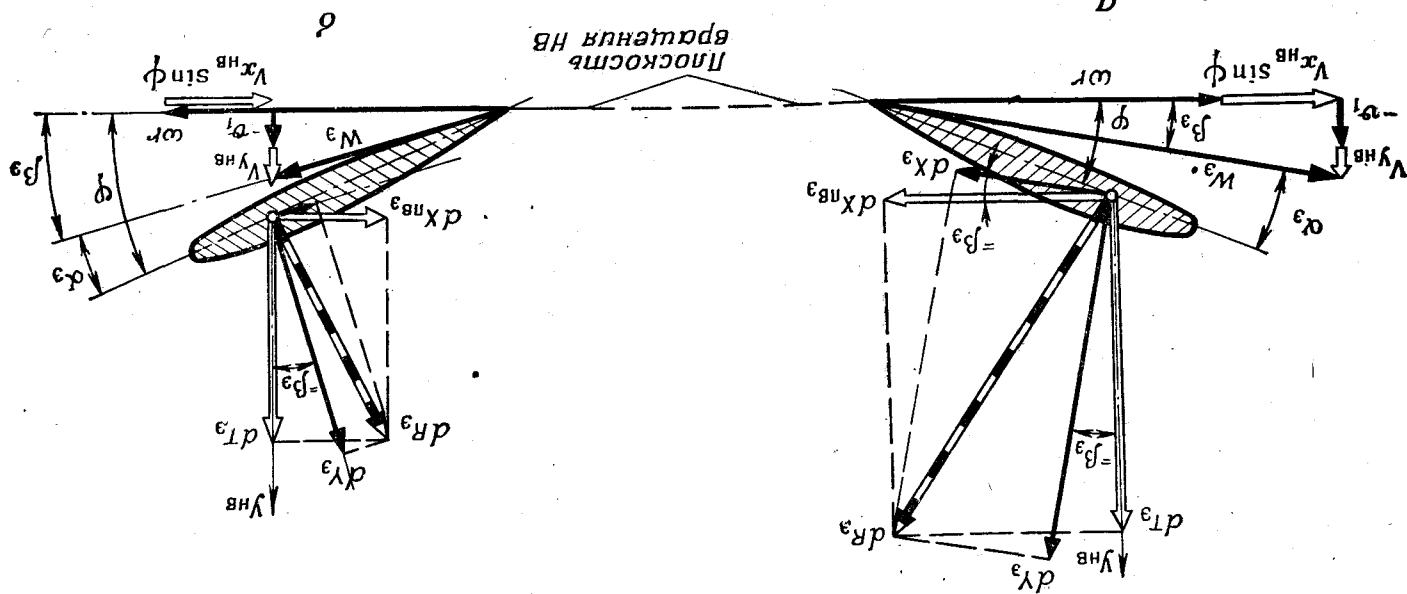


Рис. 4.4. Треугольные скорости и аэродинамические силы на элементах наступающей (а) и отступающей (б) лопастей

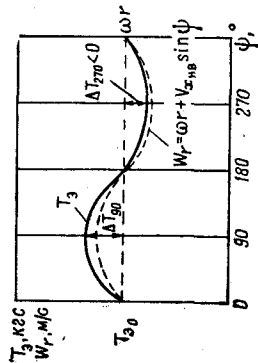


Рис. 4.5. Зависимость W_r и тяги элемента лопасти T_3 от ее азимутального положения

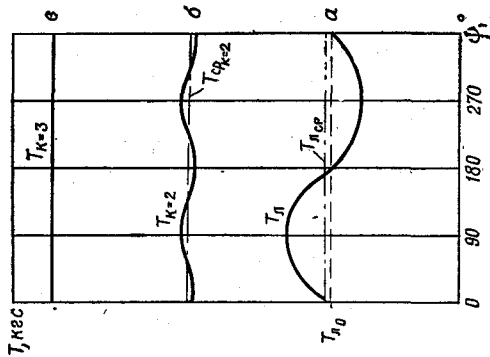


Рис. 4.6. Зависимость тяги лопасти (а) от ее азимутального положения; тяга двухлопастного (б) и трехлопастного (в) НВ с жестким креплением лопастей

4.2.2. Тяга лопасти и несущего винта

Для определения тяги лопасти необходимо просуммировать полученные тяги элементов по всей длине лопасти, а для получения тяги НВ — найти сумму сил тяги всех его лопастей. В дальнейшем это суммирование, т. е. интегрирование выражения (4.11), будет выполнено при ряде упрощающих допущений, чтобы, не считаясь громоздкими выкладками, быстро получить результаты, правильно отражающие физическую сущность явлений.

Средняя распределение тяги по длине лопасти и считая его постоянным величине тяги для характерного элемента прямоугольной лопасти, получим, используя формулу (4.11):

$$T_{\pi} = \int_0^R dT_3 \approx \frac{\rho}{2} \int_0^R C_y b (\omega r + V_{\text{нв}} \sin \psi)^2 dr = \frac{\rho}{2} C_y F_{\pi} (\omega r_{\pi} + V_{\text{нв}} \sin \psi)^2. \quad (4.13)$$

Выражение (4.13) показывает, как тяга лопасти зависит от азимутального положения. На рис. 4.6, а эта зависимость пока-

зана графически. В азимутах 0 (и 180°) тяга лопасти T_{λ_0} такая же, как при осевом обтекании при данном шаге ϕ_0 , поскольку здесь скорость $V_{x_{HB}}$ не сказывается на ее величине, затем в соответствии с увеличением воздушной скорости элементов тяга наступающей лопасти увеличивается, достигая максимального значения в азимуте $\psi = 90^\circ$.

При дальнейшем движении лопасти ее тяга уменьшается до значения T_{λ_0} в азимуте 180° и далее, следуя зависимости $W_r = f(\psi)$, продолжает уменьшаться до азимута 270°, где достигает наименьшего значения. Далее тяга лопасти возрастает, достигая в азимуте 360° исходного значения T_{λ_0} .

Необходимо отметить, что прирост тяги лопасти (по сравнению с T_{λ_0}) в азимуте 90° больше, чем ее уменьшение в азимуте 270°. Этим зависимость $T_{\lambda} = f(\psi)$ качественно отличается от зависимости $W_r = f(\psi)$.

Формально это следует из формулы (4.13). Например, в азимуте 90°, где $W_r^2 = (\omega r_{\tau} + V_{x_{HB}})^2$, прирост тяги по сравнению с T_{λ_0} определяется величиной $\Delta T_{90^\circ} = \frac{\rho}{2} C_y F_{\lambda} (V_{x_{HB}}^2 + 2\omega r_{\tau} V_{x_{HB}})$,

а в азимуте 270° — уменьшением тяги $\Delta T_{270^\circ} = -\frac{\rho}{2} C_y F_{\lambda} (V_{x_{HB}}^2 - 2\omega r_{\tau} V_{x_{HB}})$, т. е. $|\Delta T_{90^\circ}| > |\Delta T_{270^\circ}|$. В результате средняя тяга лопастей при наличии $V_{x_{HB}}$ больше, чем T_{λ_0} (при осевом обтекании) и увеличивается по мере роста скорости полета. Аналогичный вывод был получен ранее по теории идеального винта.

Фактически разница тяг у наступающей и отступающей лопастей еще больше, так как к влиянию изменения W_r добавляется влияние изменения углов атаки. Как видно из рис. 4.4, при неизменном угле установки у элементов жестко закрепленной (и жесткой) лопасти в азимутах 0—180° за счет уменьшения углов притекания углы атаки больше, чем в азимутах от 180 до 360°.

У двухлопастного HB азимуты лопастей различаются на 180°. Так, если одна (первая) лопасть находится в азимуте ϕ , то вторая — в азимуте $\phi_2 = \phi + 180^\circ$, т. е. если первая лопасть в данный момент является наступающей, то вторая будет отступающей и изменение тяги до азимутам у каждой из них взаимно компенсируется, но не полностью вследствие несимметричного ее изменения относительно T_{λ_0} .

Действительно, тяга двухлопастного винта $T_{k=2}$ складывается из тяги первой лопасти T_{λ_1} и второй T_{λ_2} . При этом тяга второй лопасти в момент нахождения первой в азимуте ψ

$$\begin{aligned} T_{\lambda_2} &= \frac{\rho}{2} C_y F_{\lambda} [\omega r_{\tau} + V_{x_{HB}} \sin(\psi + 180^\circ)]^2 = \\ &= \frac{\rho}{2} C_y F_{\lambda} [\omega r_{\tau} - V_{x_{HB}} \sin \psi]^2. \end{aligned}$$

Тогда тяга винта с двумя лопастями

$$\begin{aligned} T_{k=2} &= T_{\lambda_1} + T_{\lambda_2} = \frac{\rho}{2} C_y F_{\lambda} [(\omega r_{\tau} + V_{x_{HB}} \sin \psi)^2 + \\ &+ (\omega r_{\tau} - V_{x_{HB}} \sin \psi)^2] = \rho C_y F_{\lambda} (\omega^2 r_{\tau}^2 + V_{x_{HB}}^2 \sin^2 \psi). \end{aligned} \quad (4.14)$$

Формула (4.14) показывает, что и двухлопастному винту при осевой обдувке свойственны пульсации тяги. Однако изменение тяги по отношению к уровню T_{cp} у такого винта значительно меньше, чем у одной лопасти. Прирост (амплитуда изменения) тяги пропорционален величине $V_{x_{HB}}^2 \sin^2 \psi$ и будет наибольшим, когда лопасти займут азимуты 90 и 270° (рис. 4.6, б).

Если несущий винт имеет три лопасти, то его тяга $T_{k=3}$ может быть получена как сумма тяг всех трех лопастей. Когда первая лопасть находится в азимуте ψ , вторая будет в азимуте $\psi_2 = \psi + 120^\circ$, третья в азимуте $\psi_3 = \psi + 240^\circ$. Выразив (с учетом этих азимутов) по формуле (4.13) тяги трех лопастей и сложив их, после несложных преобразований получим, что тяга трехлопастного винта

$$T_{k=3} = T_{\lambda_1} + T_{\lambda_2} + T_{\lambda_3} = \frac{3}{2} \rho C_y F_{\lambda} \left(\omega^2 r_{\tau}^2 + \frac{1}{2} V_{x_{HB}}^2 \right). \quad (4.15)$$

Выражение (4.15) показывает, что тяга трехлопастного винта зависит от азимутов лопастей, что практически соответствует действительности, несмотря на приближенность вывода формулы (4.15). Аналогичный результат получается для винтов с большим количеством лопастей ($k > 3$).

Выполнение интегрирования выражения (4.11) при более точных допущениях дает следующий результат для тяги HB, приведенный к структуре общей формулы для аэродинамической силы:

$$\frac{C_T F_{\lambda}^2 (\omega R)^2}{2}$$

при этом

$$C_T = \sigma C_y \chi \left[\frac{\chi^2}{3} \left(\chi^2 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) + \frac{\lambda \chi}{2} \right], \quad (4.16)$$

коэффициент λ называется коэффициентом протекания

$$\lambda = - \frac{V \sin A - v_1}{\omega R}. \quad (4.17)$$

Величина λ является отношением осевой составляющей возмущенной скорости HB к окружной скорости концевой сечения лопасти. Величина $V \sin A$ определяется с учетом знака угла A . При определенных режимах полета вертолета, когда воздух проходит через лопасть сверху вниз, $\lambda > 0$.

4.2.3. Момент сопротивления вращению (потребный крутящий момент) несущего винта

Элементарный момент сопротивления вращению от силы $dX_{\text{пв}}$, на элементе лопасти равен $dM_c = dX_{\text{пв}} r$, а момент сопротивления всей лопасти

$$M_{c_n} = \int_0^R dX_{\text{пв}} r. \quad (4.18)$$

Полученное выражение (4.12) для силы сопротивления вращению элемента лопасти можно преобразовать, показав влияние на $dX_{\text{пв}}$ угла установки и несущих свойств профиля. Учитывая, что $C_y = C_y^*(\varphi_3 - \beta_3 - \alpha_3)$ и подставив значение C_y в формулу (4.12), получим

$$dX_{\text{пв}} = \frac{\rho}{2} (C_{x_p} + C_y^* \varphi_3 \beta_3 - C_y^* \beta_3^2 - C_y^* \alpha_0 \beta_3) \times (\omega r + V_{x_{\text{НВ}}} \sin \psi)^2 dr. \quad (4.19)$$

Выражение (4.19) можно использовать для определения момента сопротивления лопасти по формуле (4.18). На основании формулы (4.19) для $dX_{\text{пв}}$, не проводя интегрирования формулы (4.18), можно сделать вывод, что M_{c_n} увеличивается при увеличении коэффициента профильного сопротивления и шага (углов установки) элементов лопасти. Последнее связано с увеличением индуктивного сопротивления. Кроме того, M_{c_n} подобно тяге лопасти, зависит от азимута в связи с изменением W . У двухлопастного НВ величина момента сопротивления вращению также не сколько изменяется в зависимости от азимутального положения лопастей. Следовательно, периодически изменяется нагрузка на трансмиссию, передающую крутящий момент от силовой установки.

Только при $k \geq 3$ пульсации момента сопротивления (и нагрузки на силовую установку), как и пульсации тяги НВ, практически отсутствуют. Значение момента сопротивления к-лопастного винта может быть получено после суммирования мгновенных значений M_{c_n} за полный оборот:

$$M_{c_k} = \frac{k}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_0^R dX_{\text{пв}} r. \quad (4.20)$$

Опуская выкладки, приведем результат интегрирования выражения (4.20), выполненного при тех же допущениях, что и при определении тяги НВ, и приведенного к виду общей формулы для аэродинамического момента:

$$M_c = M_{c_p} = m_{c_p} F \frac{\rho (\omega R)^2}{2} R. \quad (4.21)$$

С учетом влияния радиальной составляющей скорости обтекания лопастей, увеличивающей профильные потери, неравномерности распределения индуктивных скоростей и наличия концевых потерь, выражение для коэффициента момента сопротивления в формуле (4.21) имеет вид:

$$m_{c_p} = \frac{1.05 C_x^*}{4\sigma \chi^4} + \frac{1}{4} C_{x_p, \text{ср}} (1 + 5\mu^2) + a_1 C_{\tau^4}, \quad (4.22)$$

где a_1 — угол отклонения (в радианах) результирующей аэродинамической силы НВ от оси вала винта в сторону, противоположную $V_{x_{\text{НВ}}}$.

Физически в формуле (4.22) первое слагаемое представляет часть коэффициента крутящего момента от сил индуктивного сопротивления, второе — от сил профильного сопротивления вращению лопастей, третье — от сил лобового сопротивления движению винта со скоростью $V_{x_{\text{НВ}}}$.

4.2.4. Недостатки несущего винта с жестким креплением лопастей

Можно считать, что сила тяги лопасти $T_{\text{л}}$, являющаяся результирующей элементарных тяг ΔT , приложена в районе характерного сечения, т. е. на радиусе $r = 0.7$ (рис. 4.7).

При жестком креплении лопастей аэродинамическая тяговая нагрузка стремится изогнуть лопасть, причем ее изгибающий момент непрерывно возрастает от конца лопасти к комлю, где достигает максимальной величины ($M_{\text{изг max}} \approx 0.7 T_{\text{л}} R$). В связи с изменением тяги лопасти по азимуту величина $M_{\text{изг}}$ непрерывно изменяется. При осевом обтекании $M_{\text{изг}} = \text{const}$, т. е. не зависит от положения лопасти. Этот момент воспринимается силовыми элементами (лонжероном) лопасти. Усилия в полках лонжерона $N_{\text{л}}$ при малом расстоянии между ними (высоте стенки) $h_{\text{л}}$ во много раз (примерно в 100 раз) больше, чем сила тяги лопасти:

$$N_{\text{л}} = \frac{M_{\text{изг}}}{h_{\text{л}}} = 0.7 \frac{R}{h_{\text{л}}} T_{\text{л}} \approx (90 \div 120) T_{\text{л}}. \quad (4.23)$$

Так, на режиме висения вертолета Ми-2 с полетной массой 600 кг, если бы НВ имел жесткое крепление лопастей, усилия в полках лонжерона от изгибающего момента составляли бы около 20 000 кгс. Выполненные реально лопасти НВ не выдержали бы такой нагрузки без ГШ. Столь большие усилия требуют очень мощных лонжеронов, особенно в комлевой части лопастей, что существенно увеличивает их массу и снижает полезную нагрузку вертолета. Кроме того, действуя на втулку НВ в месте крепления лопасти, момент силы $T_{\text{л}}$ стремится повернуть за втулку вал винта весь вертолет в направлении, противоположном азимуту, заставляя лопасть в данный момент.

У двухлопастного НВ моменты от сил тяги лопастей взаимно компенсируют друг друга, но не полностью вследствие разницы в тягах наступающей и отступающей лопастей. Эта разница в основном и определяет величину так называемого опрокидывающего момента. При расположении лопастей на произвольном азимуте (рис. 4.7, а) неуровновешенный момент, действующий на втулку НВ:

$$M_{\text{опр}} \approx (T_{\alpha_1} - T_{\alpha_2}) 0,7 R. \quad (4.24)$$

Этот момент стремится повернуть втулку НВ и вертолет в плоскости тяг лопастей, т. е. имеет составляющую, накреняющую вертолет:

$$M_{\text{опр}x} = M_{\text{опр}} \sin \psi, \quad (4.25)$$

и опускающую (или поднимающую) нос вертолета:

$$M_{\text{опр}z} = M_{\text{опр}} \cos \psi. \quad (4.26)$$

Опрокидывающий кренящий момент достигает наибольшей величины, когда разница тяг $(T_{\alpha_1} - T_{\alpha_2})$ максимальна, т. е. лопасти занимают азимуты 90 и 270° (рис. 4.7, б). Этот момент также может определяться исходя из величины a_r — смещения силы тяги НВ относительно центра втулки: $M_{\text{опр}x} = T a_r$. Опрокидывающий момент на втулке НВ имеется и при большем количестве лопастей, так как наступающие лопасти создают большую тягу, чем отступающие. Переменный опрокидывающий момент вызывает сильные вибрации и исключает без его уравнивания (компенсации) возможность полета вертолета вперед.

У НВ с жестким креплением лопастей есть и определенные положительные качества. Однако успешное их использование (при соответствующих мерах преодоления недостатков) возможно в настоящее время только на легких вертолетах. Одним из вариантов исключения опрокидывающего момента является применение специальных винтов, вращающихся в противоположных направлениях.

Наиболее радикальным средством избавления от недостатков, свойственных НВ с жестким креплением лопастей, является шарнирная их подвеска.

§ 4.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВСУЩЕГО ВИНТА С ГОРИЗОНТАЛЬНЫМИ ШАРНИРАМИ

4.3.1. Назначение горизонтальных шарниров

Горизонтальный шарнир лопасти НВ предназначен для разгрузки комля лопасти и втулки НВ от изгибающего момента силы лопасти, а также для устранения опрокидывающего момента втулки винта при косом обтекании. Это происходит следующим

образом.

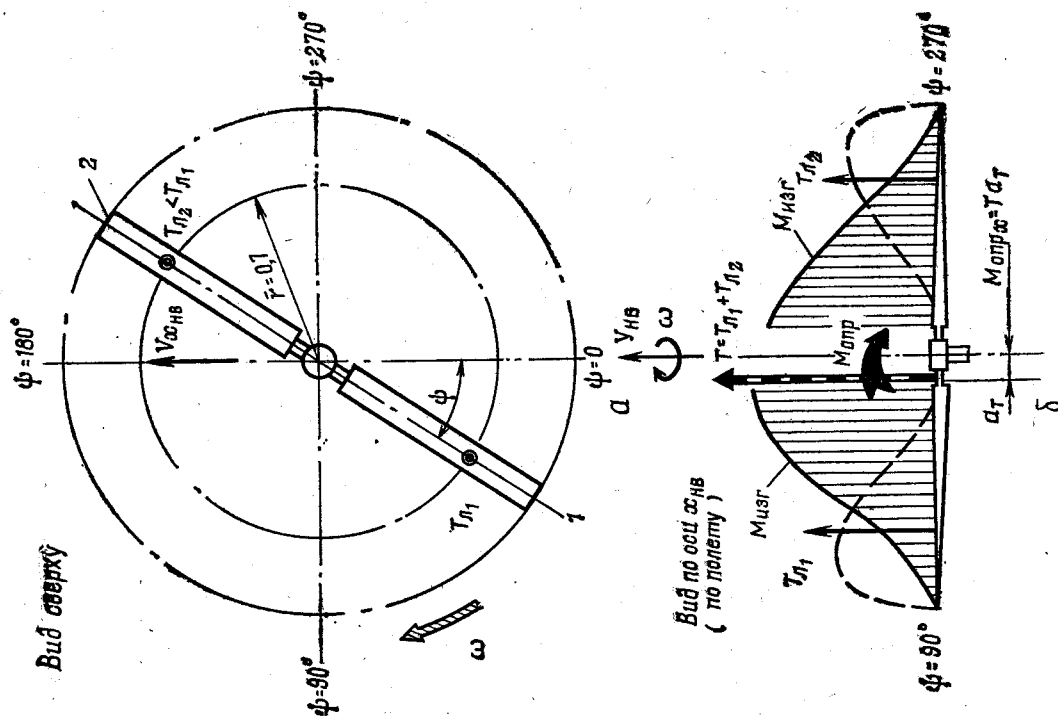


Рис. 4.7. Образование изгибающих моментов от тяги лопастей и опрокидывающего момента НВ с жестким креплением лопастей (сплошной линией показана эпюра изгибающих моментов, штриховой — распределение аэродинамической нагрузки по длине лопасти)

Под действием момента от собственной силы тяги T_L лопасть поворачивается в ГШ и выходит из плоскости вращения, увеличивая свой угол взмаха, так как шарнир не может воспринимать изгибающий момент от T_L . Относительно оси ГШ кроме момента от силы тяги T_L действуют моменты от силы тяжести лопасти G_L и центробежной силы инерции $F_{цб.л.}$, которые препятствуют увеличению угла взмаха (рис. 4.8). Момент от силы $F_{цб.л.}$ с увеличением угла взмаха возрастает, а момент от силы T_L —

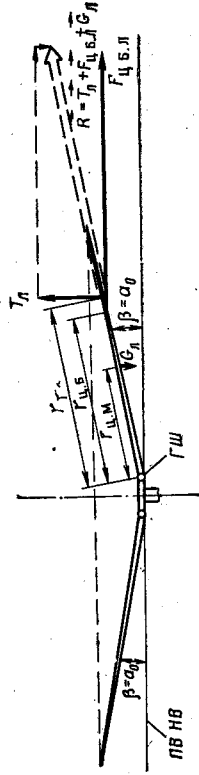


Рис. 4.8. Силы, действующие на лопасть в плоскости взмаха; конус вращения НВ при неизменном равновесии их моментов относительно оси ГШ

уменьшается (при обычных малых углах взмаха практически не изменяется). Таким образом, при некотором значении угла взмаха $\beta = a_0$ наступает равновесие моментов указанных сил относительно оси ГШ (их результирующая проходит через ось ГШ). Условие равновесия моментов согласно рис. 4.8 имеет вид:

$$T_L r_T \cos a_0 - F_{цб.л} r_{цб.л} \sin a_0 - G_L r_{ц.м} \cos a_0 = 0. \quad (4.27)$$

Центробежная сила инерции

$$F_{цб.л} = m_L \omega^2 r_{цб.л} \quad (4.28)$$

где m_L — масса лопасти; $r_{цб.л}$ — точка приложения $F_{цб.л}$ — результирующей центробежных сил элементов лопасти.

Вследствие достаточно больших размеров и частоты вращения НВ эта сила очень велика. Даже для легких НВ вертолетов типа Ми-2 сила $F_{цб.л}$ составляет несколько десятков тонн. Поэтому условие (4.27) достигается уже при небольших углах взмаха, порядка $a_0 = 0,05 \div 0,2$ рад ($3 \div 10^\circ$).

При этом можно считать, что $\sin a_0 \approx a_0$, а $\cos a_0 \approx 1$ и выражение (4.27) упрощается:

$$T_L r_T - F_{цб.л} r_{цб.л} a_0 - G_L r_{ц.м} = 0, \quad (4.29)$$

откуда

$$a_0 = \frac{T_L r_T - G_L r_{ц.м}}{F_{цб.л} r_{цб.л}}. \quad (4.30)$$

Вследствие постановки шарнира и возникновения угла взмаха величины и распределение (эпюра) изгибающих моментов у лопасти с ГШ существенно другие, чем у лопасти с жестким креплением (рис. 4.9). В концевых частях лопасти изгибающие моменты

резко уменьшаются, вплоть до нуля на оси ГШ (вместо максимальных значений $M_{изг}$ в этих частях без ГШ). Так устраняется первый существенный недостаток НВ с жестким креплением лопастей. Постановка ГШ исключает также возникновение опрокидывающего момента НВ. При шарнирной подвеске тяга лопасти передается на втулку НВ по оси горизонтального шарнира (рис. 4.9). Разнос (смещение) ГШ от центра втулки невелик: 210 мм у Ми-2

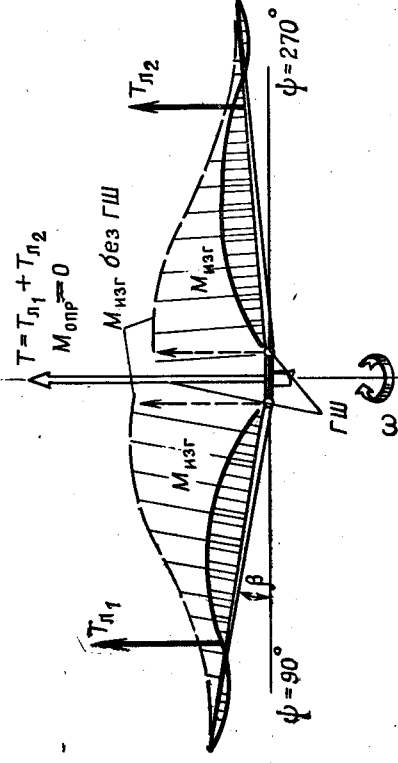


Рис. 4.9. Схема устранения с помощью ГШ недостатков НВ с жестким креплением лопастей

и около 600 мм у вертолета Ми-6. Поэтому разница в тягах отдельных лопастей не приводит к сколько-нибудь заметной разнице в их моментах относительно центра втулки, т. е. опрокидывающий момент НВ исчезает. Тем самым исключается необходимость его специальной компенсации, что существенно упрощает задачу уравнивания (балансировки) вертолета в полете.

Если момент от силы T_L относительно ГШ не изменяется, то (при постоянных $\varphi_{ош}$ и оборотах НВ) угол взмаха $\beta = a_0$ также не изменяется. При этом лопасти описывают коническую поверхность — конус вращения, вершина которого находится в центре втулки, а ось совпадает с осью вала НВ. Такие условия наблюдаются при осевом обтекании НВ. Если угол $\varphi_{ош}$ увеличивается, то возрастают тяга и ее момент $T_L r_T$, а также угол взмаха $\beta = a_0$ аст.

При косом обтекании изменение тяги лопасти в зависимости от азимута вызывает соответствующее изменение ее моментов относительно ГШ и углов взмаха. Возникает так называемое маховое движение лопастей.

4.3.2. Маховое движение лопастей

Закономерности махового движения лопастей, т. е. изменения угла взмаха по азимутам, определяются характером изменения действующих на лопасть в плоскости взмаха. При рассмотре-

нии этих сил для простоты пренебрежем демпфированием маховых движений за счет сил сопротивления воздуха и трения в ГШ, а также влиянием упругих деформаций лопасти. Кроме того, пренебрежем величиной разности ГШ, полагая горизонтальные шарниры совмещенными.

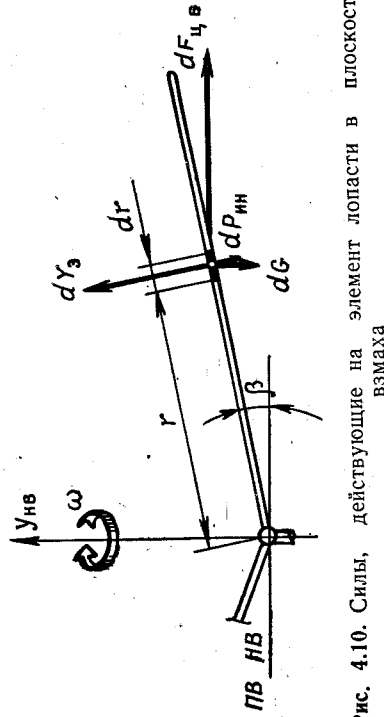


Рис. 4.10. Силы, действующие на элемент лопасти в плоскости взмаха

Выделим на произвольном радиусе r элемент лопасти dr , масса которого $dm = m_n dr$, где m_n — «погонная» масса, т. е. масса единицы длины лопасти (рис. 4.10). На выделенный элемент в плоскости взмаха будут действовать следующие силы:

- подъемная сила $dY_z = \frac{1}{2} C_{y\rho} W^2 b dr$;
- центробежная сила инерции $dF_{цб} = dm \omega^2 r = m_n \omega^2 r dr$;
- сила тяжести $dG = dm g = m_n g dr$;
- инерционная сила, возникающая при наличии углового ускорения в маховом движении $dP_{ин} = -dm r d^2\beta/dt^2 = -m_n r \beta \ddot{\beta} dr$,

где $d^2\beta/dt^2 = \ddot{\beta}$ — угловое ускорение лопасти.

Моменты этих сил относительно оси ГШ обозначаются соответственно dM_a (аэродинамический момент), $dM_{цб}$, dM_G и $dM_{ин}$.

Величина угла взмаха и характер его изменения находятся из условия, что суммарный момент относительно оси ГШ всех внешних сил и сил инерции, действующих на лопасть, равен нулю, так как шарнирное соединение не может воспринимать какой-либо неуравновешенный момент в плоскости взмаха:

$$(\sum M_{вн+ин})_{ГШ} = M_a + M_{цб} + M_G + M_{ин} = 0 \quad (4.31)$$

Величины слагаемых в формуле (4.31) можно получить, проинтегрировав моменты элементарных сил относительно ГШ по всей длине лопасти. Например, $M_a = \int_0^R dY_z r$ и т. д.

С учетом малости угла взмаха можно принять, что $\sin \beta \approx \beta$ и $\cos \beta \approx 1$. Тогда момент силы $dF_{цб}$ относительно оси ГШ $dM_{цб} = dF_{цб} r \sin \beta \approx dF_{цб} r \beta$, а момент силы dG $dM_G = dG r \cos \beta \approx dG r$. В результате формула (4.31) примет вид:

$$\frac{1}{2} \int_0^R C_{y\rho} W^2 b r dr - \int_0^R \beta m_n \omega^2 r^2 dr - \int_0^R m_n g r dr - \int_0^R \beta m_n r^2 dr = 0. \quad (4.32)$$

Интеграл $\int_0^R m_n r^2 dr = J_{ГШ}$, т. е. равен моменту инерции лопасти относительно ГШ, а $\int_0^R m_n g r dr = G_x r_{ц.м.}$. Тогда уравнение (4.32) можно записать в более компактном виде:

$$M_a - J_{ГШ} \omega^2 \beta - G_x r_{ц.м.} - J_{ГШ} \ddot{\beta} = 0. \quad (4.33)$$

Так как аэродинамический момент M_a зависит от азимутального положения лопасти, то и в решении уравнения (4.33) целесообразно получить зависимость угла взмаха не от времени, а от азимута.

Заменим в уравнении (4.33) величину β через ее производную по азимуту: $\beta = d^2\psi/d\psi^2 = d^2\beta/d\psi^2 = d^2\beta/d\psi^2 \omega^2$, и получим уравнение махового движения

$$\frac{d^2\beta}{d\psi^2} + \beta = \frac{M_a - G_x r_{ц.м.}}{J_{ГШ} \omega^2}. \quad (4.34)$$

При осевом обтекании величина M_a не зависит от азимута, при этом частное решение уравнения (4.34) совпадает с решением уравнения (4.30): $\beta = a_0 = \text{const}$. В общем случае, как видно из структуры уравнения (4.34), маховое движение по азимуту является колебательным.

Решение дифференциального уравнения махового движения можно представляется в виде ряда Фурье, причем для целей тактической аэродинамики достаточно использовать только три первых члена:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi. \quad (4.35)$$

Величины a_0 , a_1 и b_1 называются коэффициентами махового движения лопастей НВ. Они представляют собой угловые величины в радианах. Обычно $a_0 > a_1 > b_1$.

Величины коэффициентов махового движения определяются по формулам:

$$a_0 = \frac{M_a - G_A \Gamma_{\text{п.м}}}{J_{\text{п.м}} \omega^2} = \frac{C_y^a F_A \frac{\rho (\omega R)^2}{2} R \left[\frac{\varphi_1}{4} (1 + \mu^2) + \frac{\lambda}{3} \right] - G_A \Gamma_{\text{п.м}}}{J_{\text{п.м}} \omega^2}; \quad (4.36)$$

$$a_1 = \frac{\left(\frac{4}{3} \varphi_1 + \lambda \right) 2\mu}{1 - \frac{1}{2} \mu^2}; \quad (4.37)$$

$$b_1 = \frac{4/3 a_0 \mu}{1 + \frac{1}{2} \mu^2}. \quad (4.38)$$

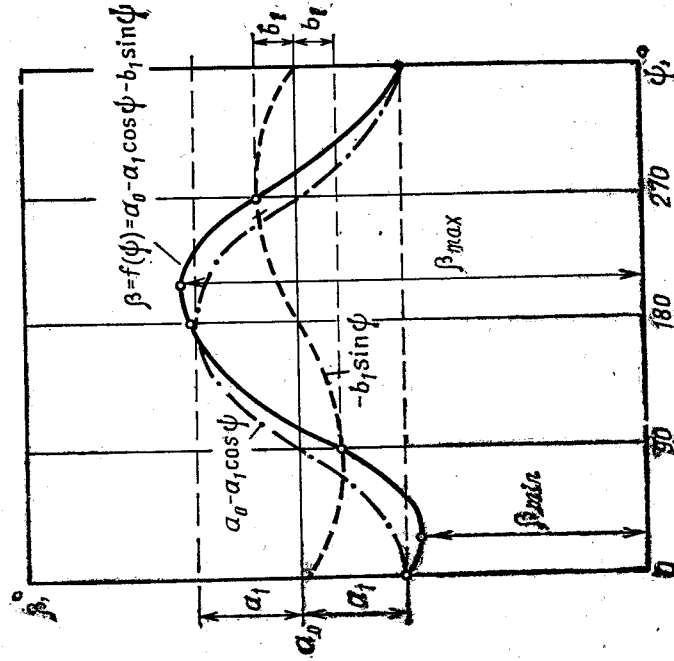


Рис. 4.11. Изменение угла взмаха лопасти по азимуту

Как следует из формул (4.36) — (4.38), величины коэффициентов махового движения зависят от массовых и аэродинамических характеристик лопастей и режима работы НВ. При прочих равных условиях увеличение массы лопасти приводит к уменьшению величин a_0 и b_1 . Увеличение шага НВ, приводящее к увеличению M_a , сопровождается увеличением всех коэффициентов махового дви-

жения. Увеличение оборотов НВ приводит к уменьшению величин a_0 и t . Д.

На основании формулы (4.35) можно представить графически зависимость угла взмаха жестких лопастей НВ от их азимутального положения. Для этого на рис. 4.11 показано изменение составных частей величины β , т. е. слагаемых $(a_0 - a_1 \cos \phi)$ и $-b_1 \sin \phi$ (относительно линии a_0), а также их суммы, дающей зависимость угла взмаха лопасти от ее азимута, $\beta = f(\phi)$. Как видно из рисунка, коэффициент a_0 представляет среднее значение угла взмаха, относительно которого совершаются маховые колебания лопасти.

Угол взмаха достигает наибольшего значения в передней части конуса НВ, когда лопасть пройдет азимут 180° (примерно на азимуте 210°). На первый взгляд это является неожиданным, поскольку тяга лопасти достигает максимального значения в азимуте 90° , а к азимуту 180° она существенно уменьшается. Минимального значения угол взмаха опять-таки достигает не при минимуме тяги лопасти (в азимуте 270°), а в районе азимута 30° . Полученные результаты свидетельствуют о так называемом «завале» оси конуса вращения НВ.

4.3.3. Угол завала оси конуса вращения НВ, физический смысл коэффициентов махового движения

Формула (4.35) и рис. 4.11 показывают, что угол взмаха лопасти в азимуте 180° равен $\beta_{180} = a_0 + a_1$, а в азимуте 0 (360°) $\beta_0 = \beta_{360} = a_0 - a_1$. Если посмотреть на НВ сбоку, увидим картину, показанную на рис. 4.12, а. Биссектриса OK тупого угла, составленного лопастями в этих азимутах, отклоняется от оси вала НВ на угол a_1 назад, т. е. против движения со скоростью $V_{\text{НВ}}$. Если же посмотреть на НВ сзади, по скорости $V_{\text{НВ}}$, увидим, что биссектриса OK угла между лопастями, располагающимися в азимутах 90° и 270° , отклоняется (согласно формуле (4.35) и рис. 4.11) на угол b_1 в сторону азимута 90° , как это показано на рис. 4.12, б.

Между рассмотренными азимутами лопасти омегают (описывают) коническую поверхность, осью симметрии которой является линия OK . Таким образом оказывается, что жесткие шарнирно подвешенные лопасти при косом обтекании НВ, неизменном шаге и оборотах образуют конус вращения, мысленная ось которого отклонена («завалена») от оси вала НВ назад и в сторону насту-

павших лопастей. Угол δ между осью вала НВ и осью конуса вращения называется углом завала оси конуса НВ (в данном случае — «естественного» завала, поскольку он является естественным результатом режима косого обтекания). Проекция угла δ на плоскость $Ox_{\text{НВ}}$ и поперечную $Oz_{\text{НВ}}$ плоскости НВ равны соответственно величинам a_1 и b_1 . Следовательно, коэффициент a_1 означает величину угла естественного завала оси конуса НВ на-

зад (против движения), а коэффициент b_1 — вбок (в сторону наступающих лопастей).

Формула (4.37) показывает, что при постоянном шаге и постоянных оборотах НВ угол завала оси конуса НВ назад при увеличении скорости полета (точнее, $V_{x_{НВ}}$) увеличивается ($\frac{\partial \alpha_1}{\partial \mu} > 0$).

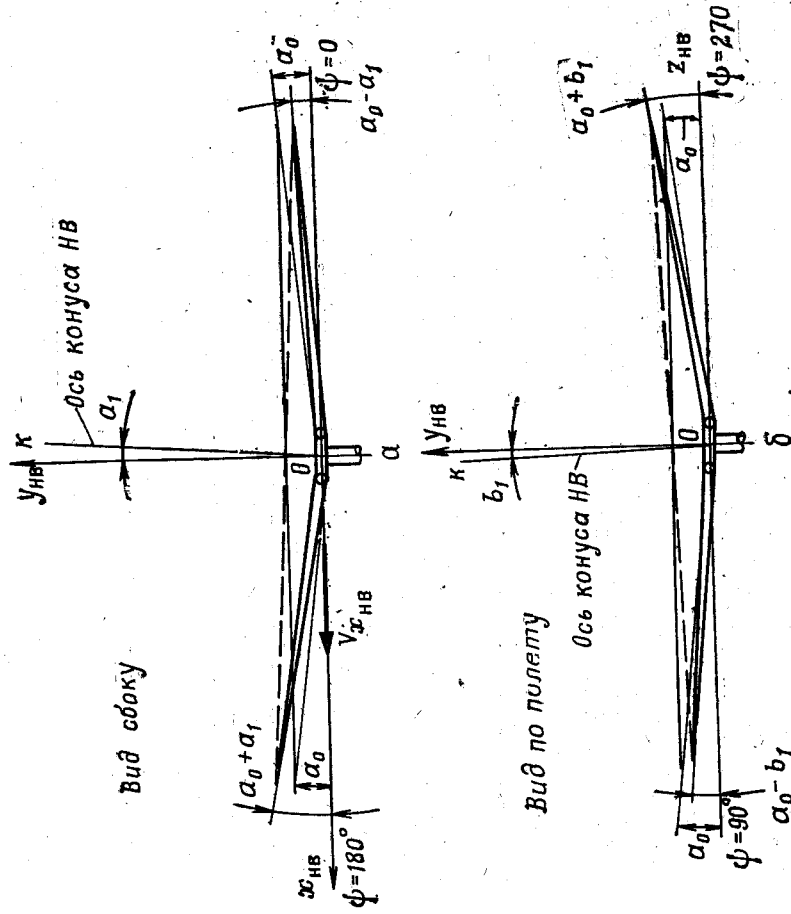


Рис. 4.12. Углы завала оси конуса вращения НВ: назад (α_1) и вбок (α_1)

Зависимость величины b_1 от скорости полета является более сложной, так как на нее согласно формуле (4.38) влияет еще и значение α_0 среднего угла конусности НВ. Более подробный анализ формул (4.36—4.38) и экспериментальные данные показывают, что величина b_1 также увеличивается при росте скорости полета, но темп роста ее по мере увеличения V существенно замедляется и может даже изменить знак. Такое влияние скорости полета на величины α_1 и b_1 можно объяснить усилением с ростом V первопричины маховых движений — различного влияния скорости $V_{x_{НВ}}$ на работу наступающих и отступающих лопастей.

4.3.4. Влияние махового движения на тягу лопасти, физические причины завала оси конуса несущего винта

Постановка горизонтальных шарниров не изменяет характера зависимости скорости $\vec{W} = \omega r + V_{x_{НВ}} \sin \phi$ от азимута. Следовательно, сохраняется и причина изменения тяги от азимутального положения лопасти, вследствие чего возникает маховое движение. Возрастание тяги у наступающей лопасти по мере приближения ее к азимуту 90° приводит к увеличению угла взмаха, т. е. появлению у каждого элемента лопасти линейной скорости махового движения $V_m = r d\beta/dt$. В свою очередь, маховое движение приводит к изменению условий работы и аэродинамических сил элементов и лопастей в целом, так как скорость V_m изменяет углы атаки у элементов лопастей.

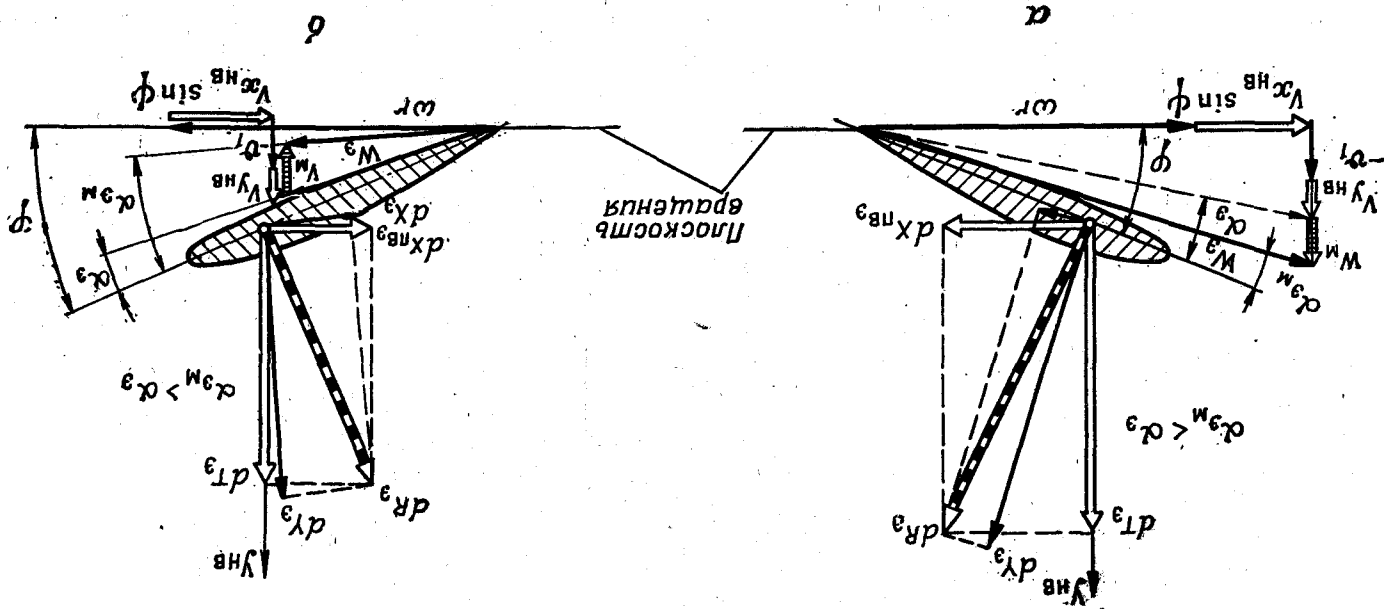
При наличии скорости V_m воздушная скорость элемента лопасти в плоскости его профиля $\vec{W}_s$ (по сравнению со случаем жесткого крепления лопасти) изменяется главным образом по направлению. Эта скорость определяется формулой

$$\vec{W}_s = (\omega r + V_{x_{НВ}} \sin \phi) + (V_{y_{НВ}} - v_1 + V_m). \quad (4.39)$$

При этом, как показано на рис. 4.13, углы атаки α_m элементов наступающих лопастей (точнее, в азимутах, где $V_m > 0$) уменьшаются, а отступающих (при $V_m < 0$) увеличиваются по сравнению с их значениями без махового движения (т. е. без ГШ). Соответственно тяга наступающих лопастей с ГШ меньше, а отступающих — больше, чем без ГШ. Следовательно, такое изменение углов атаки несколько уменьшает разницу в величине тяги лопастей в азимутах $80-100^\circ$ по сравнению с тягой в районе азимута 270° , т. е. выравнивает зависимость $T_L = f(\phi)$ и значения сил тяги наступающих и отступающих лопастей. Зависимость тяги лопастей от азимута при наличии ГШ показана штрихпунктирной линией на рис. 4.14, а. Влияние изменения углов атаки за счет махового движения лопасти приводит к увеличению на $10-15^\circ$ азимута, где тяга достигает максимального и минимального значений.

Увеличение тяги лопасти вплоть до азимута $\approx 100^\circ$ приводит к появлению положительного ускорения в маховом движении лопастей в этих азимутах и к увеличению скорости взмаха V_m , как показано на рис. 4.14, б. Скорость V_m достигает максимального значения в азимуте $\approx 100^\circ$. Темп роста угла взмаха увеличивается (рис. 4.14, в). При дальнейшем увеличении азимута тяга лопасти уменьшается, и под действием преобладающего момента центробежной силы инерции угловое ускорение лопасти изменяет свой знак (становится отрицательным). Это приводит к постепенному уменьшению скорости взмаха (замедлению темпа

Рис. 4.13. Воздушная скорость $\vec{W}_a$, углы атаки α_a и аэродинамические силы элементов наступающей (а) и отступающей (б) лопастей (в районах азимутов 90 и 270°) без учета и с учетом махового движения



роста угла взмаха). Угол взмаха при движении лопасти к азимуту 180° продолжает увеличиваться, пока скорость взмаха $V_w > 0$.

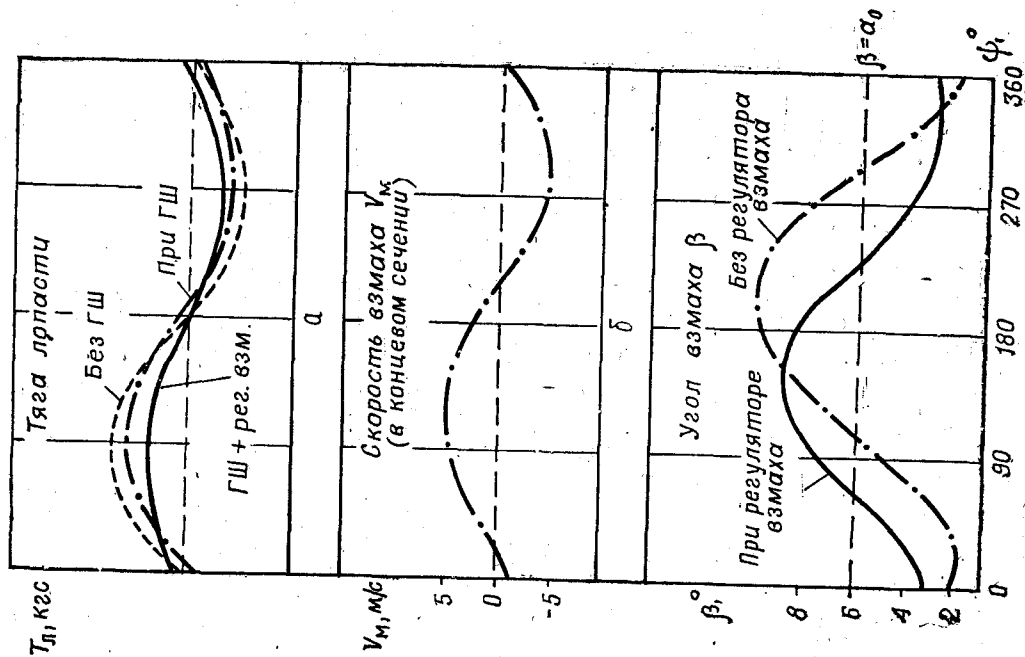


Рис. 4.14. Типовые зависимости тяги, скорости взмаха и угла взмаха лопасти от азимута

Наличие угла взмаха приводит к тому, что в районе азимута 180° тяга лопасти с ГШ больше, чем тяга лопасти с жестким плечом, т. е. без махового движения. Это происходит, как показано на рис. 4.15, за счет эффекта поддува конуса, т. е. появления дополнительного увеличения угла атаки лопасти $\Delta\alpha_{доп}$ в азимутах около 180° на величину, примерно равную углу взмаха

($0 < \Delta\alpha_{\text{доп}} \approx \beta_{\text{доп}}$). Благодаря этому тяга машущей лопасти и азимуте 180° больше ее среднего значения и угол взмаха продолжает расти (рис. 4.14, в) примерно до азимута 210° , после чего начинает уменьшаться в связи с падением тяги лопасти.

В районе азимутов 0 (360°) эффект поддува оказывает обратное влияние, как это видно из рис. 4.15. Наличие угла взмаха приводит к уменьшению угла атаки лопасти на величину $\Delta\alpha_{\text{доп}} < 0$,

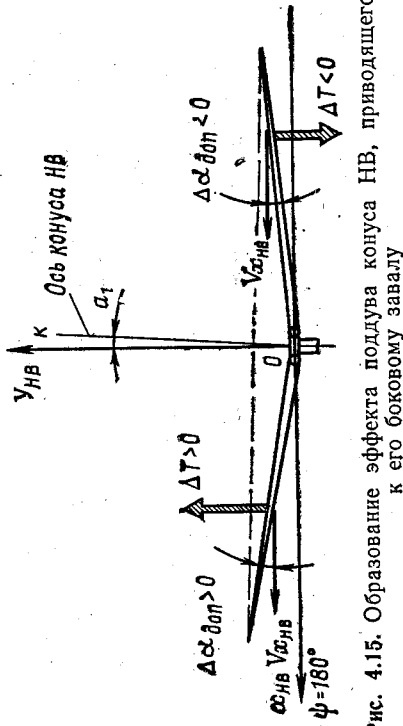


Рис. 4.15. Образование эффекта поддува конуса НВ, приводящего к его боковому завалу

т. е. $0 > \Delta\alpha_{\text{доп}} \approx \beta_{\text{доп}}$, и ее тяга оказывается меньше среднего значения. Поэтому угол взмаха и после прохода азимута 0 продолжает уменьшаться, достигая минимального значения в азимуте, примерно равном 30° , как это показано на рис. 4.14, в и 4.11.

Такой характер изменения тяги и угла взмаха лопасти по азимуту как раз и показывает, что конус НВ завален не только назад, но и в сторону. Если бы угол взмаха достигал наибольшего значения в азимуте 180° и минимального соответственно в азимуте 0 , то конус НВ был бы завален только назад, против направления полета. Из описанного выше закона изменения тяги лопасти по азимуту на маховое движение следует, что причиной завала конуса НВ назад является разница в тягах наступающих и отступающих лопастей. Причиной завала конуса НВ вбок является наличие угла конусности a_0 , усиливающееся влиянием завала конуса на угол a_1 и вызывающее эффект поддува.

Характерно, что обе причины действуют примерно на 90° по азимуту раньше, чем вызываемые ими следствия. Так, наибольшая разность тяг действует в поперечном направлении (между $\psi = 90^\circ$ и $\psi = 270^\circ$), а конус от этого заваливается в продольном направлении, назад. Эффект же поддува, действующий в продольном направлении, приводит к завалу конуса НВ в поперечном направлении. Эти особенности следует понять и запомнить. Они учитываются при осуществлении управления несущим винтом.

Происходящее вследствие махового движения увеличение углов атаки элементов отступающих лопастей (особенно в азимутах $270^\circ - 290^\circ$) является неблагоприятным следствием постановки ГШ.

При достаточно большой амплитуде и, следовательно, большой скорости махового движения углы атаки концевых сечений лопастей в указанных азимутах могут превысить критические значения, что вызовет срыв потока с последующим развитием тряска и ухудшением аэродинамических характеристик НВ и вертолета

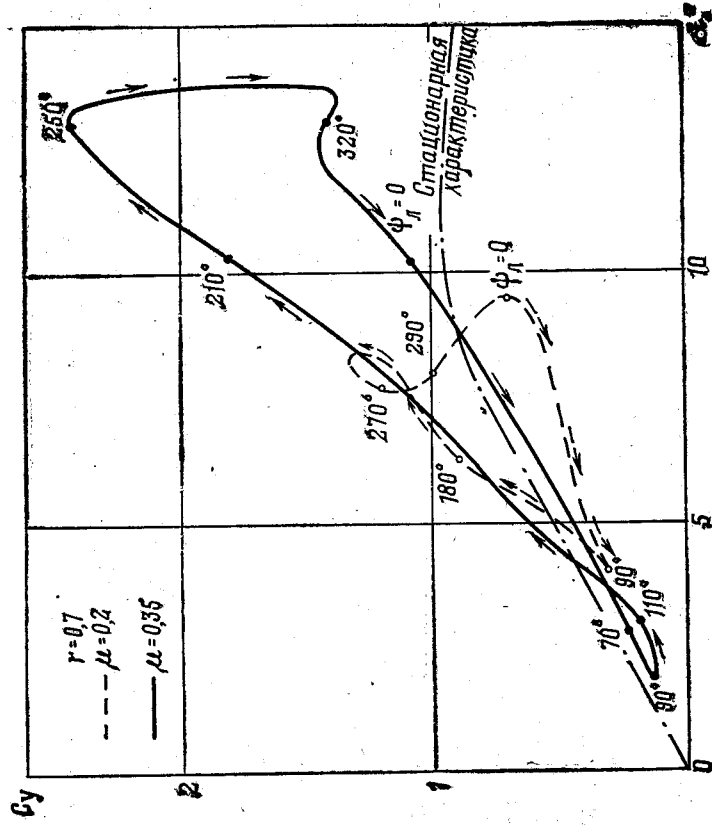


Рис. 4.16. Зависимости коэффициента подъемной силы элемента лопасти от его угла атаки и азимута лопасти

в целом. Правда, срывные явления на лопастях НВ, возникающие обычно при полетах на больших скоростях и высотах, а также при маневрировании современных вертолетов, имеют ряд особенностей и существенных отличий по сравнению с явлениями срыва потока, описанными в подпараграфе 2.2.3 для условий стационарного обтекания. Динамика движения лопастей при полете вперед $V > 0$ обуславливает резко выраженное нестационарное обтекание их за счет постоянного изменения воздушной скорости и углов атаки элементов лопастей. При этом их аэродинамические характеристики значительно изменяются, как, например, показано на рис. 4.16 для зависимости $C_y = f(\alpha)$. Характерна разница в значениях C_y для одинаковых углов атаки на прямом (при увеличении α) и обратном (при уменьшении α) ходах изменения α . Обратная гистерезисная петля.

Существенно увеличиваются значения $C_{y_{\max}}$. Происходит так называемый динамический срыв потока, который начинается непосредственно вблизи носика элемента лопасти ($x=0 \div 0,1$) и охватывает всю остальную часть верхней поверхности. Но при этом остаются значительными разность давлений на верхней и нижней поверхностях элемента и соответственно значение C_y . Это обеспечивает сохранение несущих свойств НВ при наличии большой области динамического срыва потока с его лопастей, т. е. при достаточно больших значениях $\varphi_{\text{ш}}$ и углах атаки A . Однако при достижении определенных углов атаки и $C_{y_{\max}}$ в азимутах $250-300^\circ$ падение C_y происходит гораздо более резко и глубоко, чем при стационарном обтекании (рис. 4.16). Кроме того, увеличение разности давлений ($\bar{p}_n - \bar{p}_b$) в хвостовой части приводит к увеличению продольных моментов элементов лопастей на пикирование, т. е. к резкому росту шарнирных моментов лопастей НВ и нагрузок в тягах системы управления.

В целом отрывные явления при нестационарном обтекании имеют довольно сложный характер и изучены еще недостаточно. Однако в любых условиях срыв потока из-за махового движения лопастей является неблагоприятным фактором, ограничивающим возможность НВ. Кроме того, маховые колебания лопастей сами по себе являются дополнительным источником вибраций на вертолете, увеличивают амплитуды знакопеременных нагрузок на лопасти, что понижает их ресурс. Поэтому амплитуду маховых колебаний разными способами стараются уменьшить. Одним из таких способов является применение регулятора взмаха.

4.3.5. Регулятор взмаха лопасти

Регулятор взмаха предназначен для уменьшения амплитуды (размаха) маховых колебаний лопастей НВ. Он представляет собой кинематическую связь в управлении шагом лопасти, которая заключается в смещении с оси ГШ точки крепления A поводка, управляющего шагом лопасти, как это показано на рис. 4.17, б. Благодаря такому смещению точки A маховое движение лопасти происходит с одновременным поворотом ее в ОШ, т. е. с изменением φ . При увеличении угла взмаха лопасти ее угол установки уменьшается, а при уменьшении угла взмаха — увеличивается.

Например, при постоянном уровне точки A взмах лопасти на угол $\Delta\beta$ приводит (рис. 4.17, в) к уменьшению ее угла установки на величину $\Delta\varphi$, которая определяется из условия

$$BV' = b \operatorname{tg} \Delta\beta = -a \operatorname{tg} \Delta\varphi, \quad (4.40)$$

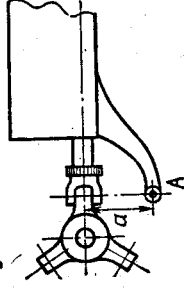
откуда

$$\Delta\varphi \approx \operatorname{tg} \Delta\varphi = -\frac{b}{a} \operatorname{tg} \Delta\beta \approx -\frac{b}{a} \Delta\beta. \quad (4.41)$$

Отношение смещения точки A с оси ГШ b к ее смещению (выносу) с оси ОШ a называется коэффициентом регулятора взмаха лопасти K_p :

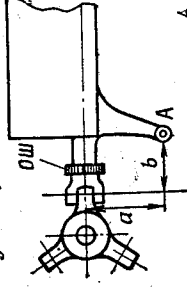
$$K_p = \frac{b}{a}. \quad (4.42)$$

Регулятора взмаха нет ($b=0$)



а

Регулятор взмаха есть

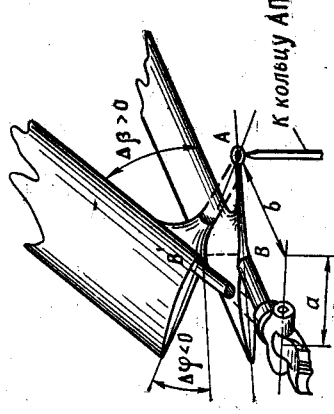


б

$$K_p = \frac{b}{a}$$

в

Работа регулятора взмаха



$$BV' = b \operatorname{tg} \Delta\beta = -a \operatorname{tg} \Delta\varphi$$

$$\Delta\varphi = -\frac{b}{a} \Delta\beta$$

Рис. 4.17. Принципиальная схема регулятора взмаха лопасти

У большинства современных вертолетов обычно значение $K_p = 0,5$. Это значит, что при увеличении угла взмаха, например, на $\Delta\beta = 2^\circ$ угол установки лопасти (углы установки всех ее элементов) уменьшается на $\Delta\varphi = -1^\circ$.

При работе НВ регулятор взмаха постоянно изменяет углы установки лопасти относительно значения $\varphi_{\text{ш}}$ в соответствии законом махового движения. На основании выражений (4.35) и 4.1) это изменение $\Delta\varphi$ выражается формулой

$$\Delta\varphi = -K_p \Delta\beta = -K_p (a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi). \quad (4.43)$$

Работа регулятора приводит к тому, что тяга наступающей лопасти уменьшается, а отступающей — увеличивается по сравнению с тягой лопасти без регулятора взмаха. Таким образом, уменьшается разница в величинах тяги лопастей в азимутах 90° и 270° , т. е. еще более выравнивается зависимость $T_L = f(\psi)$, как показано на рис. 4.14, а. Тем самым значительно ослабляется резина маховых колебаний и уменьшается их размах.

При достаточно большом значении коэффициента K_p уменьшение углов атаки элементов наступающей лопасти за счет работы

регулятора взмаха может стать столь значительным, что тяга лопасти станет меньше ее среднего значения уже до достижения азимута 180° . Поэтому и максимальное значение угла взмаха лопасти, несмотря на эффект поддува конуса, достигается в азимуте, меньшем 180° , как это показано на рис. 4.14, в.

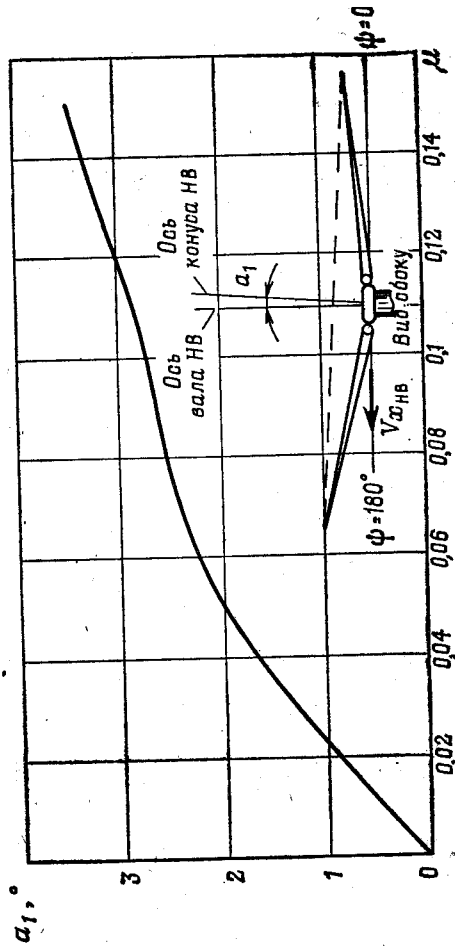


Рис. 4.18. Осредненная зависимость коэффициента махового движения a_1 от ψ по данным летных испытаний одновинтовых вертолетов

Следовательно, изменяя коэффициент регулятора взмаха, можно существенно влиять на характеристики махового движения лопастей, в частности на завал оси конуса НВ.

При наличии регулятора взмаха величины продольного и бокового углов завала конуса НВ обозначаются a_1^* и b_1^* и определяются по формулам (без учета влияния ВШ):

$$a_1^* = \frac{a_1 + K_p b_1}{1 + K_p^2}; \quad (4.44)$$

$$b_1^* = \frac{b_1 - K_p a_1}{1 + K_p^2}. \quad (4.45)$$

Как видно, с увеличением K_p величины a_1^* и b_1^* уменьшаются. Из формулы (4.45) можно определить значение коэффициента K_p , превышение которого приводит к изменению знака бокового завала оси конуса НВ. На рис. 4.18 показано изменение коэффициента a_1^* в зависимости от скорости полета по результатам летных испытаний вертолетов. Как видно, при увеличении скорости полета сверх $40-50$ км/ч темп завала конуса НВ по скорости полета снижается.

Положительной стороной работы регулятора взмаха кроме влияния на направление бокового завала конуса является уменьшение амплитуды маховых колебаний, что снижает уровень значительных напряжений в силовых элементах и увеличивает ресурс лопастей. Однако происходящее при этом увеличение углов установки элементов отступающих лопастей является неблагоприятным фактором, который существенно снижает выигрыш в уменьшении их углов атаки за счет уменьшения скорости махового движения, а иногда вместо уменьшения приводит к увеличению этих углов атаки, приближая наступление срывных явлений.

4.3.6. Результирующая (полная) аэродинамическая сила несущего винта

В подпараграфе 3.1.4 было показано, что у НВ с жестко закрепленными лопастями результирующая аэродинамическая сила при косом обтекании не совпадает с осью вала винта. Естественно, что то же самое наблюдается и у винта с шарнирным креплением лопастей, у которого весь конус вращения заваливается, т. е. отклоняется в соответствии с описанными выше закономерностями. У такого НВ направление результирующей аэродинамической силы $R_{НВ}(T_{НВ})$ практически совпадает с направлением оси конуса вращения лопастей. Следовательно, сила $R_{НВ}(T_{НВ})$ отклонена от оси вала винта на угол, равный углу завала оси конуса вращения, как это показано на рис. 4.19.

На этом рисунке направление завала оси конуса НВ соответствует реальным несущим винтам с регуляторами взмаха и гибкими лопастями. У таких винтов боковой завал оси конуса направлен в сторону азимута 270° (вправо для НВ отечественных вертолетов). Такому направлению естественного завала способствуют работа регулятора взмаха и упругие деформации лопастей, возникающие от действующих на них нагрузок.

Возрастание аэродинамической нагрузки (силы тяги) у наступающей лопасти вызывает ее закрутку в направлении уменьшения углов установок. У отступающих лопастей, наоборот, уменьшение силы тяги до азимута 270° вызывает крутильные деформации, увеличивающие углы установок элементов лопастей. Как видим, действующие крутильные деформации лопастей от аэродинамических сил заваливаются с действием регулятора взмаха. В результате ось конуса НВ получает естественный завал вправо. Это значительно облегчает задачу боковой балансировки вертолета одновинтовой системы (подробнее см. § 8.3).

Таким образом, в полусвязанной системе координат НВ сила имеет три проекции — тягу $T_{уНВ}$, продольную силу $T_{xНВ}$ и боковую силу $T_{zНВ}$. Для простоты написания принято тягу НВ обозначать буквой T , продольную силу — H и боковую — S . В соот-

ветствии с рис. 4.19 составляющие силы R_{HB} определяются по следующим формулам:

$$T = T_{yHB} = R_{HB} \cos \delta = R_{HB} \cos \delta_x \cos \alpha_1; \quad (4.46)$$

$$H = T_{xHB} = R_{HB} \cos \delta_x \sin \alpha_1; \quad (4.47)$$

$$S = T_{zHB} = R_{HB} \sin \delta_x; \quad (4.48)$$

где δ_x — угол между силой R_{HB} и продольной плоскостью $x_{HB}O_{yHB}$.

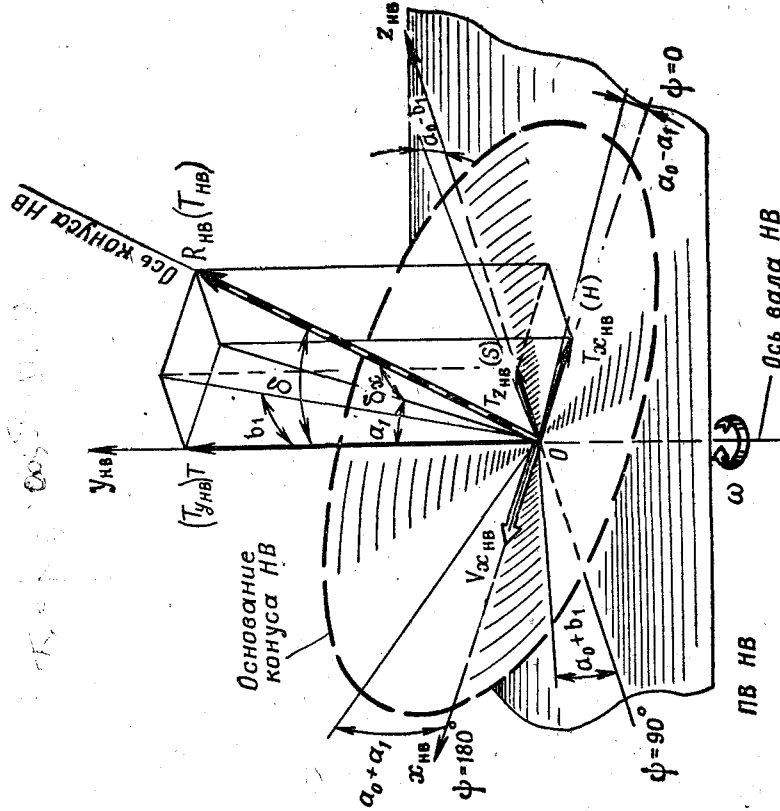


Рис. 4.19. Результирующая аэродинамическая сила несущего винта и ее составляющие в полусвязанной системе координат HB

Ввиду малости угла δ и соответственно угла δ_x значения их косинусов близки к единице, а синусов — к самим углам в радианах. Поэтому с точностью, достаточной для целей практической аэродинамики, можно определять величины составляющих силы R_{HB} по следующим приближенным формулам:

$$T = T_{yHB} \approx R_{HB}; \quad (4.49)$$

$$H = T_{xHB} \approx R_{HB} \alpha_1; \quad (4.50)$$

$$S = T_{zHB} \approx R_{HB} b_1. \quad (4.51)$$

Необходимо подчеркнуть, что направление сил R_{HB} и T различно, хотя при малом значении угла δ величины этих сил практически одинаковы. Физически направление сил R_{HB} противоположно направлению дополнительного количества движения, придаваемого винтом взаимодействующей с ним массе воздуха.

§ 4.4. УПРАВЛЕНИЕ НЕСУЩИМ ВИНТОМ

4.4.1. Способы управления несущим винтом

Для изменения величины и направления скорости полета вертолета, т. е. выполнения маневров, летчик должен иметь возможность изменять величину и направление результирующей аэродинамической силы несущего винта R_{HB} .

Величина силы R_{HB} изменяется путем изменения общего шага HB $\varphi_{общ}$, т. е. одновременного изменений углов установки лопастей на одинаковую величину с помощью рычага и механизма общего шага. При этом летчик учитывает возможное изменение оборотов HB, влияющих на величину силы R_{HB} (и тягу). Направление силы R_{HB} связано с направлением оси конуса вращения HB. Поэтому для изменения направления силы R_{HB} необходимо изменить пространственное положение конуса вращения или, как говорят, управлять несущим винтом.

Распространены два способа управления несущим винтом:

— непосредственное управление;

— управление с помощью автомата перекоса.

Непосредственное управление несущим винтом заключается в отклонении на вертолете втулки и частично оси вала HB в том направлении, в котором необходимо отклонить силу R_{HB} . Такое управление требует установки втулки HB на сферический шарнир, который обеспечивал бы ее поворот в любом направлении.

Непосредственное управление несущими винтами применялось на автожирах и в настоящее время применяется лишь на некоторых очень легких, чаще всего экспериментальных, вертолетах. Большие усилия, возникающие в системе управления для предотвращения гироскопического момента HB при его повороте, а также конструктивных трудностей исключают применение этой схемы средних и больших вертолетах.

В настоящее время практически на всех современных серийных вертолетах применяется управление несущим винтом с помощью автомата перекоса, который был изобретен Ч. Юрьевым в 1911 г. при создании им вертолета одновинтовой системы.

4.4.2. Назначение и принцип действия автомата перекоса

Автомат перекоса (АП) предназначен для управления вертолетом в продольном и поперечном направлениях путем изменения направления силы $R_{\text{нв}}$. Работа АП основана на принципе изменения положения оси конуса НВ и, следовательно, направления силы $R_{\text{нв}}$ в зависимости от закона изменения тяги лопасти по азимуту.

Напомним, что при работе НВ в режиме косога обтекания характерное изменение тяги лопасти по азимуту (рис. 4.14) приводит к маховому движению лопастей и (при неизменном и одинаковом их шаге) к естественному завалу конуса вращения и силы $R_{\text{нв}}$ назад и вправо (§ 4.3). Если же создать каким-либо способом иную закономерность изменения тяги лопасти по азимуту, то изменится закон махового движения и соответственно завал оси конуса НВ и направление силы $R_{\text{нв}}$. Осуществление различных законов изменения тяги лопасти по азимуту обеспечивается автоматом перекоса посредством соответствующего изменения шага лопасти по азимуту относительно средней величины $\varphi_{\text{ош}}$ (которая установлена летчиком с помощью рычага общего шага).

На рис. 4.20 показаны принципиальная схема АП, а также системы продольного и поперечного управления вертолетом. Механизм управления общим шагом НВ обычно конструктивно объединяется с механизмом АП, как это показано на том же рисунке.

При нейтральном положении ручки управления и колец АП (когда их плоскость перпендикулярна оси вала НВ) шаг вращающихся лопастей от азимута не изменяется и соответствует положению рычага «шаг-газ» (общего шага). При этом (в случае осевого обтекания) направление силы $R_{\text{нв}}$ совпадает с осью вала винта, а при косом обтекании — отклоняется на угол естественного завала конуса НВ.

Если же ручка управления отклонена от нейтрального положения в какую-либо сторону, соответственно отклоняется невращающееся кольцо АП. Положение вращающегося кольца полностью соответствует положению невращающегося, поэтому обычно говорят об отклонении одного кольца. В этом случае шаг лопастей уже не остается постоянным при их вращении, т. е. при изменении азимута. Поводки 13, управляющие шагом лопастей, при вращении последних перемещаются параллельно оси вала НВ в соответствии с положением колец АП, изменяя шаг лопастей по азимуту на величину $\Delta\varphi = f(\psi)$. Изменение шага лопасти происходит одинаково при каждом полном обороте НВ, как говорят, циклически. Поэтому иногда ручку управления 1 называют ручкой циклического шага. Изменение шага лопасти по азимуту приводит к изменению ее тяги на величину $\Delta T = f(\varphi)$ относительно значения, определяемого величиной $\varphi_{\text{ош}}$ и условиями обдувки НВ.

Каждому положению кольца АП соответствуют: свой закон изменения шага и тяги лопасти по азимуту, закон махового движения, завал (теперь уже как сумма естественного и управляемого

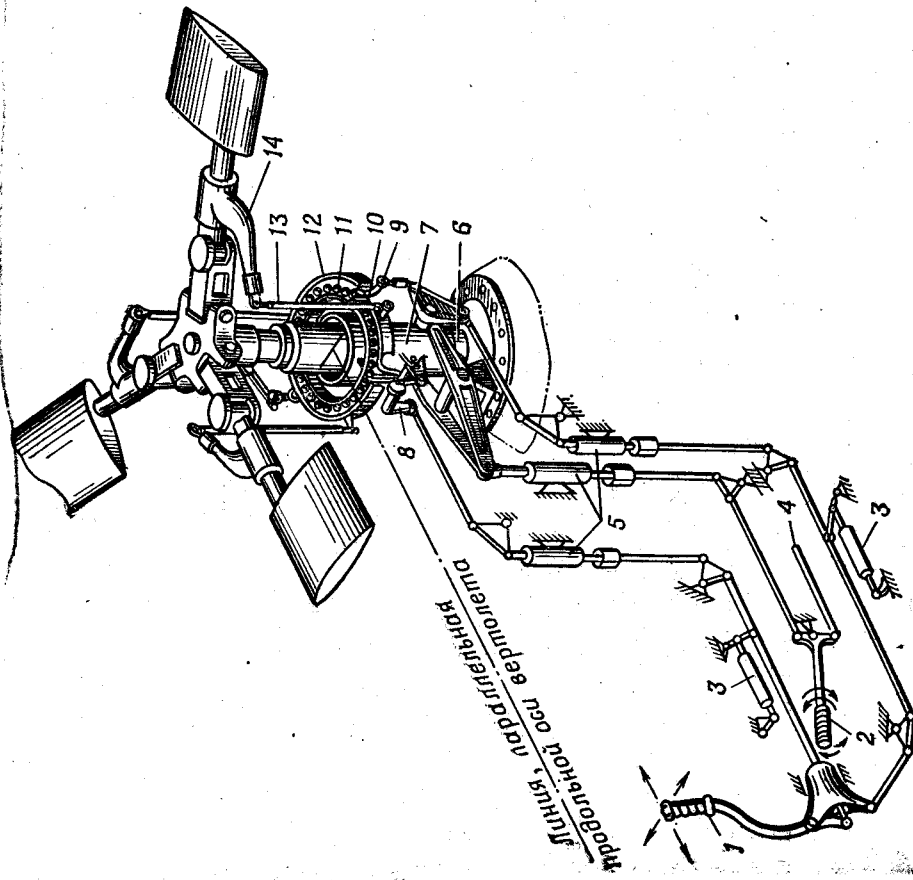


Рис. 4.20. Принципиальная схема автомата перекоса с системой продольного и поперечного управления вертолетом и рычагом общего шага:

1 — ручка управления вертолетом; 2 — рычаг общего шага («шаг-газ») с ручкой управления коррекцией; 3 — заглушечные механизмы; 4 — тяга к насосу-регулятору управления двигателями; 5 — гидроусилители; 6 — направляющая ползуна общего шага; 7 — ползун общего шага; 8 — точка (ось) подведения продольного управления к кольцу АП; 9 — точка (ось) подведения поперечного управления к кольцу АП; 10 — невращающееся кольцо АП; 11 — шариковый подшипник; 12 — вращающееся кольцо АП; 13 — поводок, управляющий шагом лопасти; 14 — кронштейн осевого шарнира

АП) оси конуса НВ и направление силы $R_{\text{нв}}$. Следовательно, ремеща ручку управления и тем самым изменяя положение кольца АП, летчик изменяет направление силы $R_{\text{нв}}$ в соответствии отклонением ручки управления.

Угол отклонения кольца АП в продольном направлении (угол поворота вокруг поперечной оси $Ox_{\text{НВ}}$) обозначается буквой χ , а угол отклонения в поперечном направлении (поворота вокруг продольной оси $Ox_{\text{НВ}}$) — буквой η . На рис. 4.21, а показаны эти углы и правила их отсчета. При отклонении кольца АП относительно промежуточной оси, т. е. одновременно на углы χ и η , угол наклона плоскости кольца АП $\epsilon_{\text{АП}}$ на произвольном азимуте по отношению к нейтральному положению определяется по формуле

$$\epsilon_{\text{АП}} = \chi \cos \psi + \eta \sin \psi \quad (4.52)$$

Поясним принцип действия АП на конкретном примере. Допустим, что выполняется висение в штиль или с незначительным встречным ветром (0,5—1 м/с), практически не изменяющим условия осевого обтекания НВ.

Если $\chi=0$ и $\eta=0$, то сила $R_{\text{НВ}}$ направлена по оси вала НВ. Пусть в результате отклонения летчиком ручки управления кольцо АП отклонилось от нейтрального положения вправо на угол η . При этом угол $\epsilon_{\text{АП}}$ на основании формулы (4.52) изменится по закону $\epsilon_{\text{АП}} = \eta \sin \psi$, т. е. в азимутах 0 и 180° остается равным нулю, а в азимутах 90° и 270° — будет наибольшим по абсолютной величине и равным η , как это показано на рис. 4.21, б.

Перемещение поводка 13 (рис. 4.20) будет в точности соответствовать закону $\epsilon_{\text{АП}} = f(\psi)$, т. е. будет наибольшим «вверх» в азимуте $\psi=90^\circ$ и наименьшим «вниз» в азимуте $\psi=270^\circ$. Если в системе изменения угла установки отсутствует угол опережения $\Delta\psi_{\text{АП}}$, то изменение углов установки лопастей $\Delta\phi$ по азимутам полностью соответствует закону перемещения поводка (рис. 4.21, в). При этом максимальное приращение углов установки лопастей $\Delta\phi$ достигается в азимуте 90°, а минимальное — в азимуте 270°, таким же будет и характер изменения $\Delta\Gamma$ — приращения тяги лопастей по азимутам (рис. 4.21, г).

Как известно из § 4.3, при таком законе изменения $T_a = f(\psi)$ конус вращения НВ и сила $R_{\text{НВ}}$ отклоняются назад (отклонением вбок можно пренебречь, так как в данном случае отсутствует эффект поддува конуса). Здесь проявляется отмеченная в § 4.3 особенность разницы в азимутах максимума тяги лопасти и максимума угла взмаха (рис. 4.21, г, д).

Для того чтобы отклонению кольца АП вправо соответствовало отклонение силы $R_{\text{НВ}}$ также вправо, необходимо ввести опережение точки крепления поводка к вращающемуся кольцу АП примерно на угол $\Delta\psi_{\text{АП}} \approx 90^\circ$ по отношению к азимутальному положению лопасти. Тогда максимумы $\Delta\phi$ и $\Delta\Gamma$ будут достигаться при нахождении лопасти в азимуте 0, как это показано кривой 2 на рис. 4.21, г (поводок в этот момент уже находится в азимуте $\psi=90^\circ$), а максимум угла взмаха лопастей — в азимуте $\psi=90^\circ$. В результате конус получит от АП управляемый завал вправо и сила $R_{\text{НВ}}$ отклонится вправо.

Так реализуется принцип управления вертолетом от АП в поперечном и аналогично в продольном направлениях. В результате отклонения силы $R_{\text{НВ}}$ (подробнее показано в гл. 8) нарушается

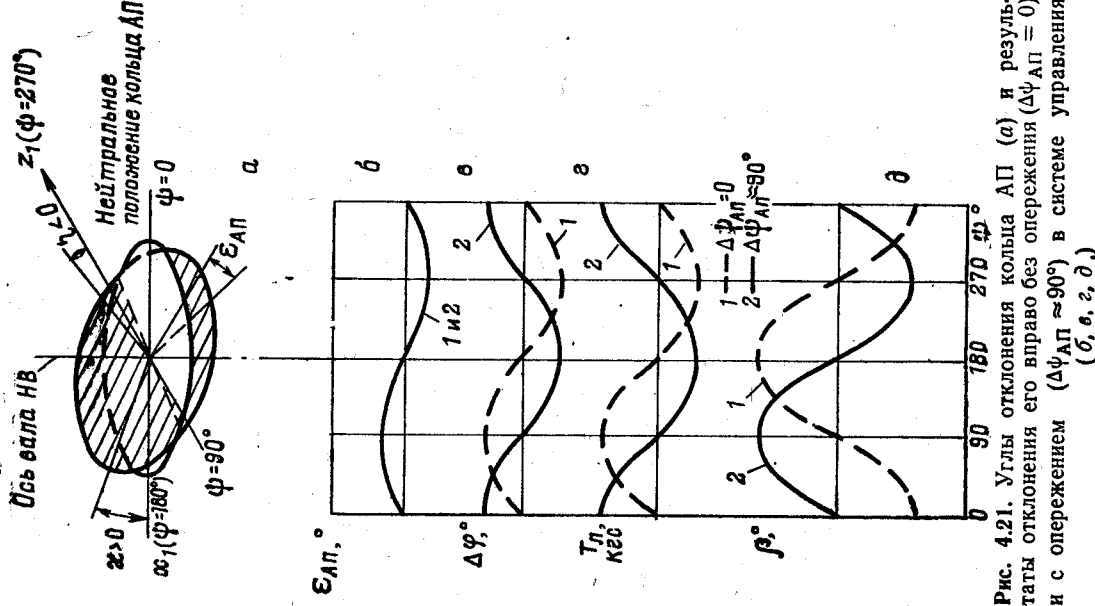


Рис. 4.21. Углы отклонения кольца АП (а) и результаты отклонения его вправо без опережения ($\Delta\psi_{\text{АП}} = 0$) и с опережением ($\Delta\psi_{\text{АП}} \approx 90^\circ$) в системе управления (б, в, г, д.)

равновесие моментов сил, действующих на вертолет, и вертолет начинает вращение в направлении неуравновешенного момента. При этом поворачивается вместе с вертолетом и вал НВ, что является уже реализацией описанного выше первого способа управления несущим винтом.

В действительности дело обстоит несколько сложнее, чем показано на принципиальной схеме рис. 4.21. Плоскость, образуемая

концами лопастей НВ, т. е. плоскость основания конуса НВ, при работе АП не остается параллельной плоскости кольца АП. Ведь связь между поворотом кольца АП и конуса НВ (силы $R_{\text{НВ}}$) не является механической, а конус НВ — жестким. Величина отклонения оси конуса НВ зависит от степени проявления эффекта косо-го обтекания и работы регулятора взмаха, обуславливающих наличие и величины как продольного, так и бокового завала конуса НВ. Поэтому ось конуса НВ и сила $R_{\text{НВ}}$ отклоняются не только в направлении отклонения кольца АП, но и в перпендикулярном ему «боковом» направлении. Например, при продольном отклонении кольца АП от нейтрального положения на угол χ изменятся не только угол продольного отклонения силы $R_{\text{НВ}}$ от оси вала НВ (который был равен a_1), но и угол ее бокового отклонения (завала оси конуса НВ вбок). Так проявляется взаимовлияние продольного и поперечного управления на вертолете.

Величины углов отклонения конуса НВ и силы $R_{\text{НВ}}$ при работе АП в направлениях продольном $\delta_{\text{зАП}}$ и поперечном $\delta_{\text{хАП}}$ зависят от массовых и аэродинамических характеристик лопастей, а также конструктивных параметров АП. Эти величины определяются формулами (4.53) и (4.54), в которых проявляется отмеченное взаимовлияние продольного и поперечного управления:

$$\delta_{\text{зАП}} = D_1 \chi - D_2 \eta; \quad (4.53)$$

$$\delta_{\text{хАП}} = D_1 \eta + D_2 \chi. \quad (4.54)$$

По физическому смыслу величины D_1 и D_2 являются передаточными числами (коэффициентами передачи) между углами отклонения кольца АП и углами отклонения силы $R_{\text{НВ}}$ от действия АП. Значения этих коэффициентов для отечественных вертолетов приведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Коэффициент	Тип вертолета			
	Ми-1	Ми-2	Ми-4	Ми-6
D_1	1,47	1,55	1,64	1,728
D_2	-0,28	-0,17	-0,063	0,038
				1,78
				0,08

Взаимовлияние продольного и поперечного управления на вертолете устраняют подбором величины угла опережения $\Delta\psi_{\text{АП}}$, а также другими конструктивными мероприятиями при выполнении системы управления. Например, при отклонении ручки управления в продольном направлении обеспечивают поворот кольца АП соответственно в продольном и несколько в поперечном направлении, чтобы парировать боковое уклонение конуса от продольного

отклонения кольца АП. Однако полностью устранить это взаимовлияние на всех режимах полета вертолета не удается.

Отклонение силы $R_{\text{НВ}}$, обусловленное действием автомата переко-са, суммируется с естественным отклонением (завалом оси конуса НВ), вызванным косою обдувкой и работой регулятора взмаха.

В результате полное значение углов отклонения силы $R_{\text{НВ}}$ в продольном $\delta_z(\delta_{\text{з}})$ и поперечном $\delta_x(\delta_{\text{х}})$ направлениях определяется по формулам: $\delta_{\text{з}} = \delta_{\text{з}}^* + \delta_{\text{зАП}}$ и $\delta_{\text{х}} = \delta_{\text{х}}^* + \delta_{\text{хАП}}$ или

$$\delta_z = \frac{a_1 + k_p b_1}{1 + k_p^2} + D_1 \chi - D_2 \eta; \quad (4.55)$$

$$\delta_x = \frac{b_1 - k_p a_1}{1 + k_p^2} + D_1 \eta + D_2 \chi. \quad (4.56)$$

§ 4.5. ВЛИЯНИЕ ВЕРТИКАЛЬНЫХ ШАРНИРОВ НА РАБОТУ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА

4.5.1. Необходимость применения вертикальных шарниров

У подавляющего большинства современных вертолетов лопасти НВ крепятся к втулке с помощью трех шарниров: осевого, горизонтального и вертикального (ВШ). Необходимость применения ВШ вытекает из анализа нагрузок, действующих на лопасть параллельно плоскости вращения.

На каждый элемент лопасти в направлении, противоположном окружной скорости ωr , действует сила сопротивления вращению $dX_{\text{пв}}$ (см. рис. 4.4 и формулу 4.19), а на лопасть в целом —

$$\text{результатирующая } X_{\text{з}} = \int dX_{\text{пв}}.$$

При осевом обтекании НВ сила $X_{\text{з}}$ при вращении лопасти остается неизменной. При косом же обтекании ее величина зависит от угла азимутального положения лопасти, так как изменяется скорость W , и тогда $dX_{\text{пв}} = f(\psi)$. Значение силы $X_{\text{з}}$ обычно наибольшее в районе азимута 90° и наименьшее — в районе $\psi = 270^\circ$ (рис. 4.22, а).

Кроме сил сопротивления при наличии ГШ и косом обтекании из-за махового движения лопастей появляются кориолисовы силы инерции. Известно, что эти силы возникают, если при вращении движения некоторой массы изменяется ее расстояние от вращения. Именно это и происходит при маховых колебаниях лопастей. Например, при увеличении положительного угла взмаха элементы лопасти приближаются к оси вращения со скоростью

$$V_r = V_{\text{з}} \sin \beta \approx V_{\text{з}} \beta, \quad (4.57)$$

как показано на рис. 4.22, б. Так, при увеличении угла взмаха от величины β_1 до β_2 произвольный элемент лопасти приближается к оси вращения на величину $\Delta r^* = r_1^* - r_2^*$.

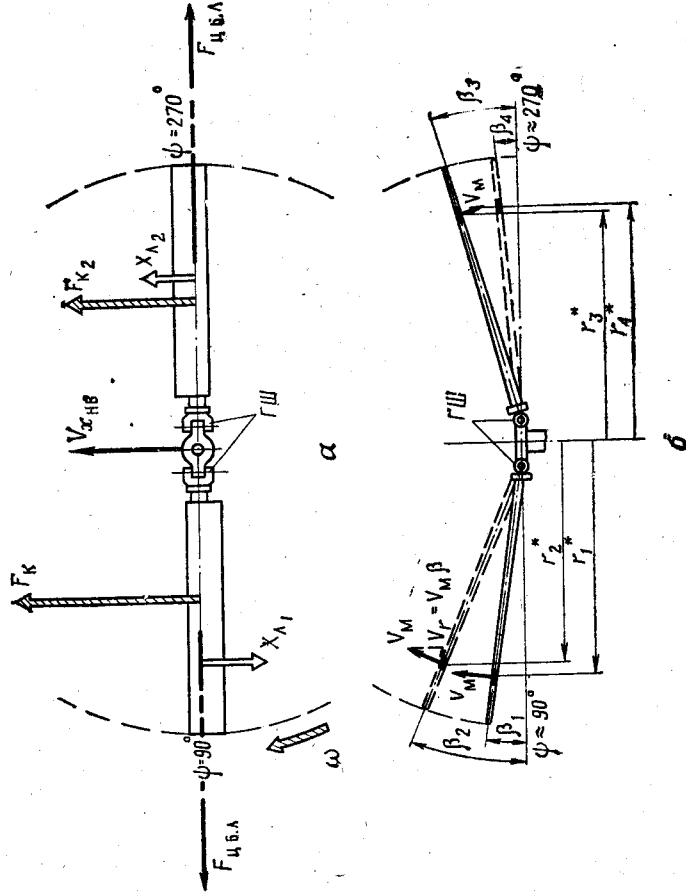


Рис. 4.22. Силы, действующие на лопасть в плоскости вращения (а), схема возникновения кориолисовых сил инерции (б)

Однако при постоянных оборотах НВ по закону сохранения энергии момент количества движения лопасти и каждого ее элемента, а также их кинетическая энергия должны оставаться неизменными:

$$\frac{dm (\omega r)^2}{2} = \text{const}, \quad (4.58)$$

откуда

$$\omega r = \text{const}. \quad (4.59)$$

Из уравнения (4.59) следует, что при уменьшении расстояния вращающейся массы до оси вращения (уменьшении r^*) ее угловая скорость должна увеличиваться, а при увеличении r^* — уменьшаться. Этим свойством широко пользуются спортсмены, например при фигурном катании на коньках. Начиная вращение с широко разведенными руками и небольшой угловой скоростью, они затем значительно увеличивают скорость вращения после приближения рук к телу (тем самым — к оси вращения).

Стремление лопасти ускорить свое движение при увеличении угла взмаха есть результат появления кориолисовой силы инерции F_k , которая действует на каждый элемент лопасти и на лопасть в целом. Величина кориолисовой силы, действующей на какой-либо элемент лопасти массой dm , равна

$$dF_k = dm j_k = m_n j_k dr, \quad (4.60)$$

где j_k — кориолисово ускорение, равное удвоенному произведению угловой скорости на скорость изменения радиуса вращения V_r . С учетом (4.57)

$$j_k = 2\omega V_r = 2\omega V_m \beta = 2\omega r \dot{\beta}. \quad (4.61)$$

Действующая на лопасть кориолисова сила инерции

$$F_k = \int_0^R dF_k = 2 \int_0^R m_n \omega r \dot{\beta} dr. \quad (4.62)$$

Выражение (4.62) показывает, что сила F_k зависит от величины и знака угла, а также от угловой скорости взмаха, т. е. от направления взмаха. Это значит, что величина и направление силы F_k зависят от азимута, так как $\beta = f(\psi)$ и $\dot{\beta} = f(\dot{\psi})$. Из физической сущности образования силы Кориолиса следует, что в азимутской, где лопасть увеличивает угол взмаха, сила F_k стремится ускорить движение лопасти, т. е. направлена по вращению, а в азимутах, где угол взмаха уменьшается ($\dot{\beta} < 0$), кориолисова сила направлена против вращения, стремится затормозить его (рис. 4.22, а). Иными словами, под действием сил Кориолиса наступающая лопасть на большинстве азимутов стремится выйти вперед, а отступающая — отойти назад, против вращения.

При работе НВ переменные по направлению и величине кориолисовы силы совместно с переменными силами сопротивления воздуха вращению лопасти стремятся изогнуть лопасть в плоскости их хорд. Максимальные значения кориолисовых сил инерции во много раз превышают силы сопротивления воздуха. Если лопасти снабжены только ОШ и ГШ, то в комлевых частях лопастей от сил F_k и X_r действуют значительные и переменные по азимуту изгибающие моменты, передающиеся через ГШ на втулку (рис. 4.23, а). Знакопеременный характер этих моментов вызывает повышенные вибрации НВ и вертолета, а также снижает ресурс лопастей по усталостной прочности. Изменяющиеся силы F_k и X_r образуют переменный по времени момент сопротивления вращению, что создает переменные нагрузки на трансмиссию. Эти недостатки устраняются при применении вертикальных шарниров.

4.5.2. Назначение вертикальных шарниров, работа лопасти с ВШ

Вертикальные шарниры предназначены для разгрузки комлевых участков лопастей и втулки НВ от больших и знакопеременных моментов в плоскости вращения, вызываемых силами F_k и X_r (рис. 4.23).

При постановке ВШ лопасти поворачиваются в плоскости вращения под действием суммарного неуравновешенного момента сил F_k и X_n относительно ВШ. При повороте лопасти на угол опережения β (или отставания) возникает стабилизирующий мо-

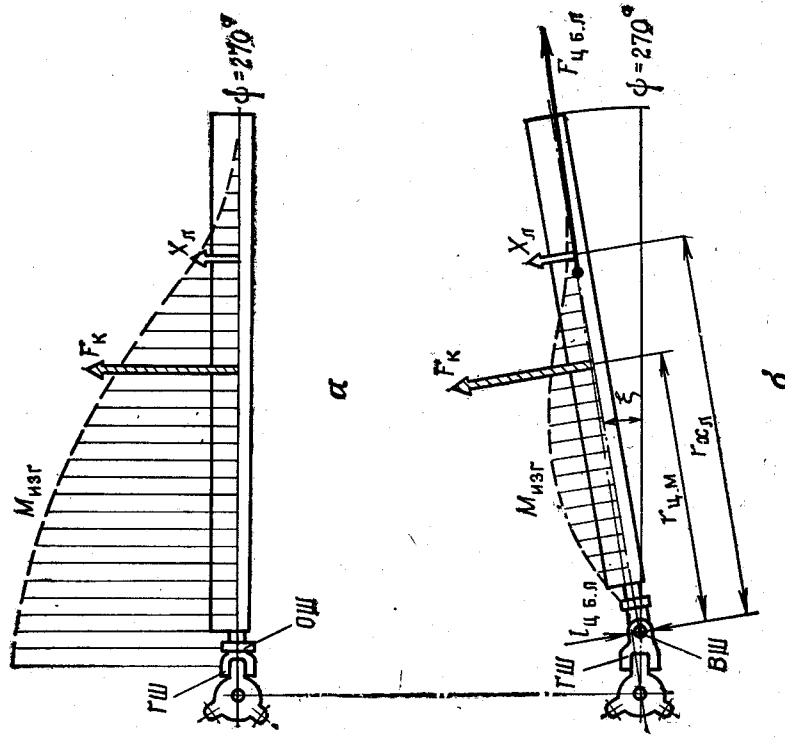


Рис. 4.23. Влияние вертикальных шарниров на величины изгибающих моментов в плоскости вращения:
а — лопасть без ВШ; б — при наличии ВШ

мент $M_{F_{ц.б.л.}}$ — центробежной силы инерции лопасти $F_{ц.б.л.}$, которая (так же как и при маховом движении по углу β) ограничивает отклонения лопасти в плоскости вращения по углу β .

Угол опережения (отставания) β не изменяется, если сохраняется равновесие моментов действующих сил относительно ВШ:
$$M_{F_{ц.б.л.}} - M_{F_k} = F_{ц.б.л.} l_{ц.б.л.} - F_k r_{ц.м.} - X_n r_{х.л.} = 0. \quad (4.63)$$

При косом обтекании величины M_{X_n} и M_{F_k} зависят от азимута лопасти и, следовательно, угол опережения непостоянен, лопасть находится в состоянии колебательного движения, поворачиваясь

в ВШ. При этом сумма моментов всех действующих внешних сил и сил инерции относительно оси ВШ по-прежнему равна нулю. Эюра изгибающих моментов при наличии ВШ показана на рис. 4.23, б.

Амплитуда колебаний лопасти в ВШ зависит от аэродинамических и массовых характеристик лопасти и режима полета, так как последний определяет характер махового движения (колебаний в ГШ). С ростом скорости полета и φ увеличивается несимметрия поля скоростей и тяг лопастей по диску НВ, возрастает амплитуда махового движения, а с нею силы Кориолиса и, следовательно, амплитуда колебаний лопасти в ВШ. Значение угла опережения лопастей может достигать $10-12^\circ$.

Колебания лопастей в ВШ в отличие от маховых колебаний (в ГШ) не вызывают существенных отрицательных аэродинамических явлений. Однако эти колебания являются еще одним видом вибраций, ощущаемых экипажем при полете вертолета, так как они в какой-то мере передаются на втулку. Кроме того, эти колебания вызывают смещение центра масс системы лопастей НВ с центра его втулки, что может стать причиной развития самовозбуждающихся колебаний вертолета типа «земной резонанс».

Возможность появления на вертолете земного резонанса является отрицательным следствием применения ВШ. Чтобы исключить эту возможность, колебания лопастей в ВШ стремятся погасить, как говорят, задемпфировать. Для этого на лопастях ставятся гасители колебаний — демпферы, в настоящее время обычно гидравлические. Демпферы препятствуют повороту лопастей в ВШ, отбирая при этом (поглощая и рассеивая) энергию колебаний и превращая их в затухающие.

Глава 5
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТОВ
ОДНОВИНТОВОЙ СХЕМЫ

У летящего вертолета с воздухом взаимодействует не только несущий винт, но и другие части вертолета. Поэтому аэродинамические характеристики вертолета, т. е. силы и моменты, действующие на него в полете, определяются величиной и направлением аэродинамических сил, возникающих на всех элементах вертолета, и их зависимостями от режима полета. Существенное влияние на эти характеристики оказывает аэродинамическая компоновка вертолета.

§ 51 АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

5.1.1.1. Понятие «аэродинамическая компоновка»

Под аэродинамической компоновкой летательного аппарата понимаются внешние формы и способы сочетания его частей, создающих в полете основные аэродинамические силы и моменты. Принципиально к вертолетам аэродинамическая компоновка характеризуется:

- количеством и расположением несущих и рулевых винтов;
- формами (обводами) фюзеляжа;
- типом и расположением силовой установки;
- наличием, расположением и формами крыла и оперения;
- количеством и формами выступающих в поток элементов (шасси, внешние подвески).

Главным и в значительной мере определяющим признаком аэродинамической компоновки вертолета является количество несущих винтов и их расположение. По этому признаку различают компоновочные схемы вертолетов: одновинтовую, двухвинтовую и т. д.

Каждая из перечисленных частей вертолетов имеет определенные аэродинамические характеристики. Будучи объединенными в той или иной компоновке, эти части оказывают взаимное влияние (интерференцию) на аэродинамические характеристики друг друга и аэродинамические характеристики вертолета отличаются от суммы характеристик изолированно рассматриваемых частей. При этом такой интерференцией является взаимное влияние несущего винта и фюзеляжа. Когда фюзеляж находится в струе воздуха, отбрасываемого несущим винтом, тяга последнего заметно отличается от случая изолированной работы НВ. Взаимное влияние

наблюдается у двух, рядом работающих ИВ, у несущего и рулевого винтов и т. д. Во всех случаях интерференция является следствием изменения условий обтекания одного элемента под влиянием работы (или присутствия) другого. Каждый вид аэродинамической компоненты имеет свои преимущества и недостатки. Они учитываются при выборе схемы вертолета вместе с преимуществами и недостатками ее конструктивного выполнения.

5.1.2. Особенности аэродинамической компоновки вертолетов одновинтовой схемы с механическим приводом несущего винта

Вертолеты одновинтовой схемы (с одним НВ), предложенной Б. Н. Юрьевым еще в 1910 г., являются в настоящее время наиболее распространенными. Характерный признак их компоновки —

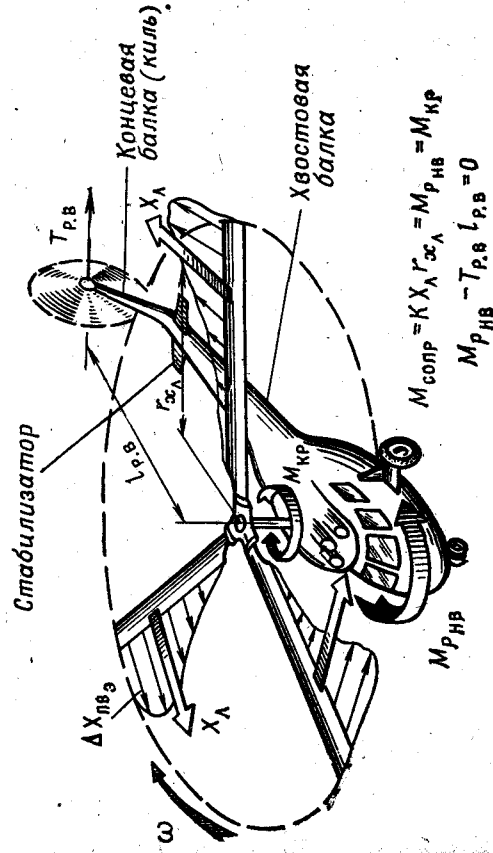


рис. 5.1. Схема образования реактивного момента $M_{рнв}$ несущего винта и аэродинамическая компоновка одновинтовых вертолетов

аличие рулевого винта, с помощью которого осуществляется уравнивание так называемого реактивного момента $H_B - M_{рв}$. Напомним, что для вращения H_B в целях получения необходимой тяги приходится преодолевать силы сопротивления воздуха X_a , действующие на каждую лопасть и образующие относительно оси вращения $M_{сопр}$ (рис. 5.1). Этот момент называется реактивным, так как возникает вследствие реакции воздуха (сил сопротивления) при вращении H_B . Момент $M_{сопр}$ преодолевается крутящим моментом $M_{кр}$ от силовой установки, передаваемым через трансмиссию и вал H_B . При этом трансмиссия, передающая $M_{кр}$, и фюзеляж вертолета, на котором крепится силовая установка, испытывают согласно третьему за-

кону механики действие равного по величине, но противоположно направленного реактивного момента $M_{рв} = M_{сопр}$, стремящегося развернуть вертолет в сторону, противоположную направлению вращения НВ.

Обороты НВ остаются постоянными, пока $M_{кр} = M_{сопр}$. При изменении оборотов НВ к моменту от сил сопротивления воздуха добавляется момент от тангенциальных сил инерции $M_{ин}$, возникающих при наличии углового ускорения, и реактивный момент НВ складывается из двух частей:

$$M_{рв} = M_{сопр} + M_{ин} \quad (5.1)$$

Вторым слагаемым в формуле (5.1) обычно пренебрегают в связи с незначительным и кратковременным изменением оборотов НВ в полете.

Чтобы исключить вращение фюзеляжа от действия реактивного момента, необходимо дополнительно приложить к фюзеляжу такой же по величине, но противоположно направленный момент. Для этого ставится рулевой винт и уравнивание реактивного момента $M_{рв}$ производится моментом от силы тяги рулевого винта (РВ):

$$M_{рв} = T_{р.в} l_{р.в} \quad (5.2)$$

где $l_{р.в}$ — расстояние (плечо) от силы тяги РВ до оси вала НВ. Так как $M_{рв} = M_{кр}$, потребная тяга РВ

$$T_{р.в} = \frac{M_{кр}}{l_{р.в}} = 716,2 \frac{N_{подв}}{n} \cdot \frac{1}{l_{р.в}}, \quad (5.3)$$

где $N_{подв}$ — мощность, подводимая к несущему винту, л. с., n — число оборотов НВ в минуту.

Характерные формы фюзеляжей вертолетов одновинтовой схемы объясняются как раз необходимостью установки РВ. Фюзеляж имеет основную часть (собственно фюзеляж) сравнительно обтекаемой формы, но обычно небольшого удлинения ($\lambda_f = 3-5$). Кроме основной части фюзеляж имеет хвостовую и концевую балки (рис. 5.1), от размеров которых зависит величина $l_{р.в}$.

Потребная тяга РВ обратно пропорциональна величине плеча $l_{р.в}$. Поэтому для уменьшения потребной тяги, а значит, и мощности отбираемой для вращения рулевого винта, следовало бы увеличивать $l_{р.в}$. Но чрезмерное увеличение $l_{р.в}$ влечет за собой увеличение веса конструкции и уменьшение допустимого посадочного угла тангажа $\varphi_{пос}$. Поэтому хвостовая и концевая балки вертолета одновинтовой схемы обеспечивают лишь совершенно необходимый вынос рулевого винта за площадь, омегаемую НВ, чтобы исключить схлестывание лопастей НВ и РВ и уменьшить их интерференцию. Концевая балка применяется как для увеличения $\varphi_{пос}$, так и для того, чтобы тяга РВ находилась примерно в плоскости вращения НВ при горизонтальном положении вертолета. При

этом обеспечиваются наилучшие условия равенства сил, действующих на вертолет. Во многих случаях (например, у вертолета Ми-6) концевая балка развигается в киль. Современные вертолеты снабжены стабилизаторами, а на ряде вертолетов применяется крыло. Такими характерные черты аэродинамической компоновки вертолетов одновинтовой схемы.

Схема отличается относительной простотой привода и управления несущей системой, поскольку система состоит из одного НВ. Эта схема обеспечивает создание вертолетов различной грузоподъемности и полетной массы, вплоть до 50—60 т. Недостатком схемы является расход мощности на привод РВ, составляющий до 10—12% мощности, подводимой к НВ. К этому добавляются затраты, косвенно связанные с наличием РВ, на подъем и перевозку хвостовой и концевой балок и самого РВ, а также преодоление их сил лобового сопротивления.

§ 5.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ ЧАСТЕЙ ВЕРТОЛЕТА

5.2.1. Несущий и рулевой винты

Аэродинамические характеристики несущих винтов вертолетов определяются на основании материалов, приведенных в гл. 3 и 4.

Возможные режимы работы рулевого винта в принципе такие же, как и несущего: в зависимости от режима полета вертолета он может работать при осевом обтекании или при косой обдувке. Лопасти РВ имеют осевые шарниры, обеспечивающие изменение его общего шага, и горизонтальные шарниры, благодаря которым лопасти могут совершать маховые движения относительно плоскости вращения. Следовательно, как и у НВ, при косой обдувке образуется завал оси конуса вращения и аэродинамической силы $R_{р.в}$ рулевого винта. В результате этого возникают продольная и боковая силы РВ. В практической аэродинамике принято учитывать только силу тяги РВ, направленную по оси вала РВ. Продольной и боковой силами вследствие их малости обычно пренебрегают. Кроме тяги рулевого винта создает направленный против вращения реактивный момент $M_{р.в}$, природа которого такая же, как у $M_{рв}$. В связи с необходимостью изменения направления тяги $T_{р.в}$ для лопастей РВ обычно применяется симметричный профиль.

Сила тяги РВ определяется по таким же формулам, что и для НВ:

$$T_{р.в} = C_{T_{р.в}} F_{р.в} \frac{\rho (\omega_{р.в} R_{р.в})^2}{2} \quad (5.4)$$

На величине силы тяги РВ существенно сказывается взаимное влияние несущего и рулевого винтов при наличии фюзеляжа и т.д. Ведь рулевой винт работает в непосредственной близости

от вихревой струи НВ, а иногда и попадает в эту струю. При этом условия работы РВ и величина его тяги зависят от взаимного сочетания движения струи от НВ и вращения рулевого винта. Если рулевой винт вращается так, что нижняя лопасть (лопасти) движется назад, как у вертолетов Ми-2, Ми-6 и др.), движение лопастей вблизи струи НВ совпадает с общим направлением индуктивных скоростей от НВ (рис. 5.2). Вследствие этого тяговые

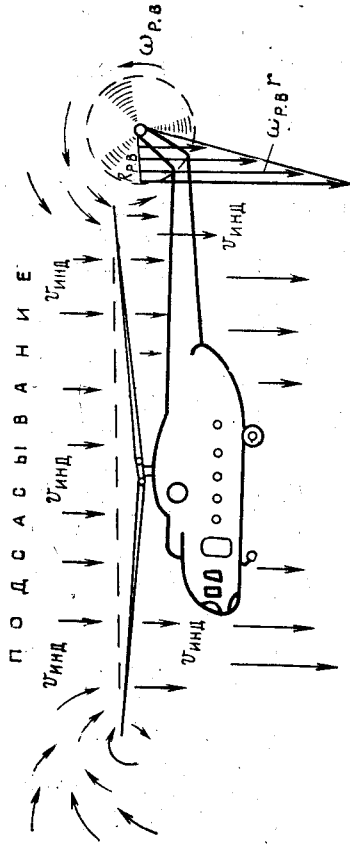


Рис. 5.2. Условия взаимодействия рулевого винта со струей от НВ на висении в штиль

характеристики внутренней части диска РВ оказываются меньше, чем в случае обратного направления его вращения. Кроме того, при наличии ветра на висении 8—10 м/с и более вихревая система НВ сворачивается в четко выраженные вихревые шнуры. Поэтому при встречно-боковом ветре или развороте на висении РВ оказывается в начале одного из этих шнуров. Если рулевой винт вращается, как у вертолета Ми-2, то при попадании в вихревой шнур направление вращения лопастей РВ совпадает с направлением вращения вихрей от НВ, что уменьшает силу $T_{Р.в.}$. При обратном же направлении вращения РВ воздушные скорости элементов лопастей РВ увеличиваются и тяга РВ при прочих равных условиях растет. Поэтому при создании современных вертолетов направление вращения РВ изменено на противоположное по сравнению с вертолетами Ми-2, Ми-6 и др.

Взаимодействие между вихревыми системами НВ и РВ усложняется и усиливается при малых высотах висения из-за отражающего действия земли. Изменение тяги РВ и запасов путевого управления может быть довольно существенным вследствие меняющейся интерференции при пересечении направления и скорости ветра, а также высоты висения. Это необходимо учитывать при

выполнении висения и разворотов на висении, особенно с предельной взлетной массой вертолета.

При скольжении вертолета в горизонтальном полете или на снижении работа РВ также приближается к работе вихревой системы НВ, что ухудшает условия его работы и вызывает характерные дополнительные вибрации на некоторых вертолетах.

5.2.2. Фюзеляж вертолета

Наиболее важной аэродинамической характеристикой фюзеляжа является коэффициент его лобового сопротивления. Фюзеляж должен иметь минимальное лобовое сопротивление при обеспечении необходимого внутреннего объема, удобства эксплуатации (в первую очередь для работы экипажа), достаточной прочности и жесткости конструкции. Это достигается рациональным выбором внешних форм и герметизацией фюзеляжа.

В зависимости от угла атаки α_f фюзеляж может давать не только сопротивление X_f , но и подъемную силу Y_f . При наличии скольжения на фюзеляже появляется боковая сила Z_f . Величины этих сил могут быть найдены по значениям их коэффициентов, полученным в результате продувок моделей вертолетов в аэродинамических трубах. Например, сила лобового сопротивления фюзеляжа

$$X_f = \bar{C}_{x_f} F \frac{\rho V^2}{2} \quad (5.5)$$

Черта над коэффициентом аэродинамической силы означает, что этот коэффициент для удобства расчетов отнесен к омегаемой площади F , а не к миделю фюзеляжа. На рис. 5.3 для вертолета Ми-8 приведены зависимости $\bar{C}_{x_f}$ и $\bar{C}_{z_f}$ от угла атаки фюзеляжа, а также $\bar{C}_{z_f}$ — от угла скольжения. Эти зависимости являются типичными для всех вертолетов одновинтовой схемы. Как видно из графиков на рис. 5.3, величины коэффициентов $\bar{C}_{y_f}$ и $\bar{C}_{z_f}$ сравнительно невелики при малых углах атаки и скольжения. Линейный характер зависимостей $\bar{C}_{y_f} = f(\alpha_f)$ и $\bar{C}_{z_f} = f(\beta)$ указывает на плавное (бессрывное) обтекание фюзеляжа в довольно широком диапазоне углов атаки и скольжения.

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа уже на малых углах атаки ($0-4^\circ$) представляет заметную величину. Он зависит также от количества и форм надстроек и внешних подвешенных элементов. Шасси и другие выступающие в поток элементы увеличивают коэффициент C_{x_f} на 30—40% и более. Поэтому на скоростных вертолетах шасси закрывают обтекателями или выполняют убирающимися. Зависимость $C_{x_f} = f(\alpha_f)$ не является симметричной относительно нулевого угла атаки. Увеличение C_{x_f} на отрицательных углах атаки происходит несколько более интенсивно, чем на положительных.

жителей. Это объясняется попаданием части хвостовой балки в зону торможения («аэродинамическую тень») от фюзеляжа на положительных углах атаки.

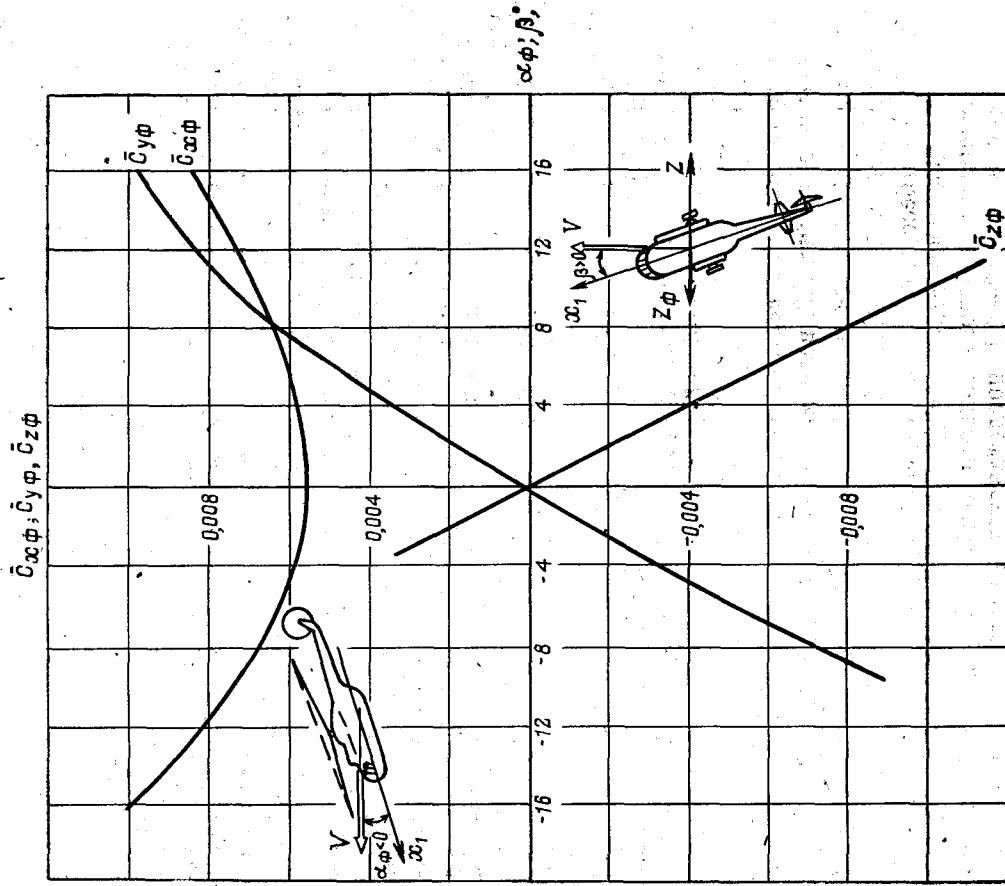


Рис. 5.3. Зависимости коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы (при $\varphi_{\text{от}} = 0$) фюзеляжа от угла атаки, а также боковой силы фюзеляжа от угла скольжения (при $\alpha_{\text{ф}} = 0$) для вертолета Ми-8

За фюзеляжем наблюдается не только торможение, но и скос потока. Последний увеличивается с увеличением угла атаки фюзеляжа до тех пор, пока сохраняется плавное, безотрывное обтекание фюзеляжа. При наличии скольжения за фюзеляжем возникает

боковой скос потока. Скосы потока за фюзеляжем, зависящие от углов атаки и скольжения, влияют на условия работы стабилизатора, киля и РВ. Эти особенности необходимо учитывать при анализе поведения вертолета и условий его балансировки на некоторых режимах полета.

Форма и размеры фюзеляжа оказывают заметное влияние на работу НВ, особенно если винт расположен близко к фюзеляжу и хвостовой балке. Поле индуктивных скоростей в струе за винтом изменяется в соответствии с условиями обтекания (направлением потока), формами фюзеляжа и хвостовой балки и возникающим при этом дополнительным вихреобразованием. Эти изменения происходят в зонах, прилегающих к фюзеляжу и хвостовой балке, и передаются вверх, вплоть до конуса НВ. Поэтому условия обтекания лопастей в этих зонах, как правило, ухудшаются, к.п.д. винта уменьшается, а периодическое попадание лопастей в зону влияния хвостовой балки может явиться причиной вибраций винта и вертолета на некоторых режимах полета и усложнить управление.

Для улучшения условий работы НВ и уменьшения $C_{x\text{ф}}$ на крейсерских скоростях полета ось вала винта $Oy_{\text{НВ}}$ обычно наклоняют на угол $4-5^\circ$ вперед относительно оси Oy_1 (перпендикуляра к полу кабины экипажа).

Иногда, как, например, на вертолетах Ми-10, Ми-24, ось вала НВ отклоняют от оси Oy_1 также и вправо на угол $2,5-3^\circ$, если смотреть на вертолет сзади. Благодаря этому исключается или существенно уменьшается правый крен вертолета на висении, при этом вертолетам одновинтовой схемы (гл. 8).

5.2.3. Крыло на вертолете

На вертолетах, летающих со скоростями более $250-300 \text{ км/ч}$, обычно устанавливается небольшое крыло. Оно предназначено для создания подъемной силы, чтобы тем самым несколько разгрузить основной винт вертолета.

На рис. 5.4 показана зависимость коэффициента подъемной силы крыла $C_{\text{укр}}$ вертолета Ми-6 от угла атаки крыла $\alpha_{\text{кр}}$ ($C_{\text{укр}}$ нанесен к площади крыла). Такая зависимость характерна для крыльев одновинтовых вертолетов. Максимальное значение коэффициента подъемной силы у них достигает $1,1-1,15$, а критический угол атаки $20-22^\circ$. Подъемная сила крыла $Y_{\text{кр}}$ определяется по формуле

$$Y_{\text{кр}} = C_{\text{укр}} S_{\text{кр}} \frac{\rho V^2}{2}. \quad (5.6)$$

Крыло существенно улучшает аэродинамическое качество вертолета. Это видно, например, из рис. 5.5, где приведены полары

фюзеляжа вертолета Ми-6 без крыла и с крылом. Величина $K_{\max}$ с крылом составляет ≈ 6 вместо $\approx 1,6$ без крыла.

Крыло на вертолетах устанавливается обычно под углом $\varphi_{кр} = 13-15^\circ$ и более к продольной оси вертолета Ox_1 (строительной горизонтальной фюзеляжа). Этим обеспечивается работа крыла на крейсерских скоростях полета при наиболее подходящих углах атаки, близких к наивыгоднейшим.

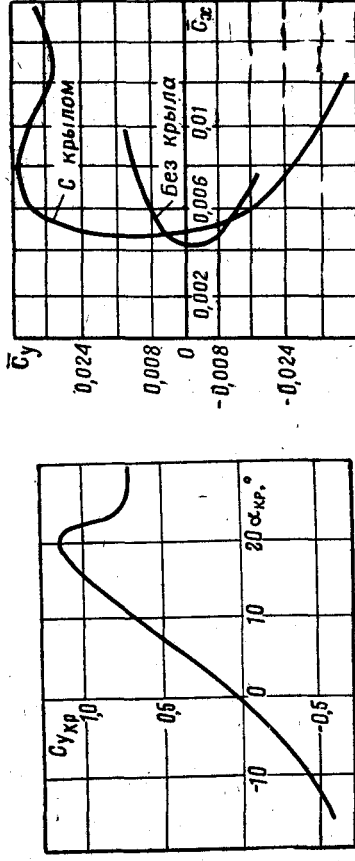


Рис. 5.4. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла вертолета Ми-6 от угла атаки

Рис. 5.5. Поляры фюзеляжа вертолета Ми-6 без крыла и с крылом ($\varphi_{ст} = 0$)

При работе на месте и на малых скоростях полета вертолета крыло находится в струе от НВ и обтекает индуктивным потоком от несущего винта сверху, т. е. находится под отрицательными углами атаки. Возникающая при этом на крыле (а также и на фюзеляже) сила сопротивления представляет собой отрицательную подъемную силу. Для вертолета Ми-6 на режиме висения эта сила составляет 2—2,5% силы тяжести вертолета, т. е. около 1000 кгс.

С увеличением скорости полета вертолета вперед угол отоса струн (γO) увеличивается (рис. 5.6). Величину угла отоса можно приближенно оценивать по формуле

$$\operatorname{tg} \gamma O \approx \frac{V \cos A}{v_1 + V \sin A}. \quad (5.7)$$

По мере увеличения скорости полета V (при этом скорость v_1 уменьшается) крыло постепенно выходит из струи НВ, при некотором значении скорости полета угол атаки и подъемная сила крыла становятся положительными. Далее подъемная сила растет пропорционально скоростному напору $\rho V^2/2$ (если не учитывать уменьшения угла атаки крыла из-за увеличения наклона вертолета вперед). На рис. 5.7 показан характер изменения подъемной силы

крыла в процентах от подъемной силы (тяги) НВ для вертолета Ми-6 в зависимости от скорости полета. Как видно, при больших

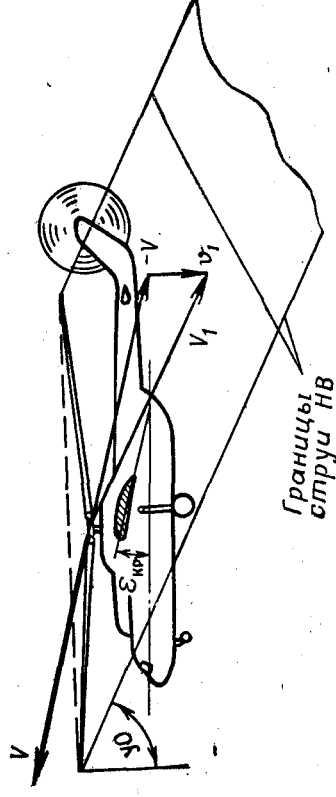


Рис. 5.6. К определению угла отоса струн (γO)

скоростях полета крыло существенно разгружает несущий винт, давая до 25% его тяги на скорости 300 км/ч.

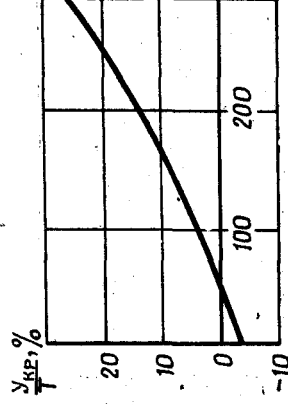


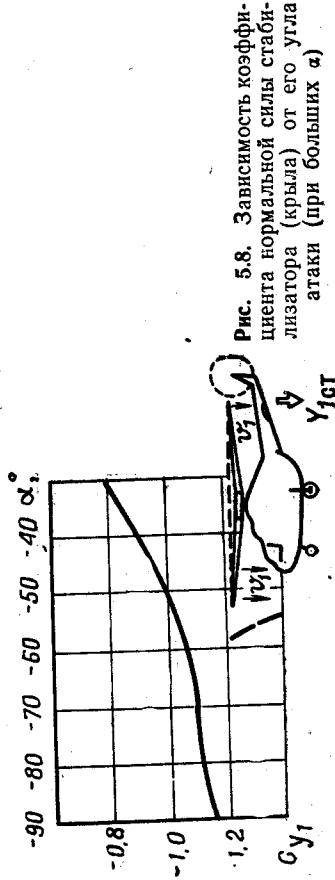
Рис. 5.7. Разгрузка НВ крылом на вертолете Ми-6

5.2.4. Стабилизатор

Стабилизатор предназначен для улучшения характеристик продольной устойчивости вертолета (гл. 8). Аэродинамические характеристики стабилизатора в принципе такие же, как и у крыла. Стабилизатор в полете создает подъемную силу $Y_{ст}$ и силу сопротивления $X_{ст}$, которые находятся по формулам, аналогичным (5.6), если известны коэффициенты $C_{уст}$ и $C_{xст}$. Вследствие относительной малых размеров стабилизаторов силы $Y_{ст}$ и $X_{ст}$ малы и практически не изменяют баланс сил, действующих на вертолет. Однако из-за большого расстояния (плеча) до центра масс вертолета момент от подъемной силы стабилизатора играет важную роль в балансе продольных моментов вертолета.

Стабилизаторы вертолетов работают как на положительных, так и на отрицательных углах атаки. Поэтому обычно на стабилизаторах применяется симметричный профиль. Линейная зависимость $C_{уст} = f(\alpha_{ст})$ сохраняется до углов атаки 15° , затем начинается

развиваться срыв потока, темп прироста подъемной силы уменьшается, а силы лобового сопротивления увеличиваются, но благодаря эффекту пространственного обтекания подъемная сила $Y_{ст}$ продолжает возрастать до углов атаки $25-30^\circ$. При полете вперед углы атаки стабилизатора почти на всех режимах отрицательны и сила $Y_{ст}$ создает кабрирующий момент, стремящийся поднять нос вертолета.



Стабилизаторы многих вертолетов находятся в пределах оме-таемой площади, поэтому на висении в штиль и при малых скоростях полета они попадают в поле значительных индуктивных скоростей от НВ. При этом на стабилизаторе возникает направленная вниз сила $Y_{1ст}$, пропорциональная квадрату индуктивной скорости v_1 :

$$Y_{1ст} = C_{y1} S_{ст} \frac{v_1^2}{2} \quad (5.8)$$

где C_{y1} — коэффициент нормальной силы стабилизатора (рис. 5.8), $S_{ст}$ — площадь стабилизатора.

Эта сила создает значительный кабрирующий момент, затрудняющий балансировку вертолета. Поэтому на вертолетах третьего поколения стабилизаторы стараются вынести за пределы оме-таемой площади, т. е. за струю НВ.

5.2.5. Киль вертолета

На последних типах отечественных вертолетов концевая балка развита в киль, который является элементом вертикального оперения. Он предназначен для повышения путевой устойчивости верто-лета и разгрузки рулевого винта на крейсерских и максимальных скоростях полета. Создавая силу Z_k в направлении тяги РВ, киль разгружает рулевой винт подобно тому, как крыло разгружает НВ. С этой целью киль поворачивают влево относительно плоскости симметрии фюзеляжа на угол $\varphi_k = 5-6^\circ$. Кроме угла установки φ_k

(для создания и увеличения направленной влево силы Z_k) для киль используется несимметричный профиль. Величина Z_k опре-деляется по формуле, аналогичной (2.7).

На больших скоростях полета сила Z_k составляет до 20—30% силы $T_{рв}$, потребной для уравнивания реактивного момента НВ. Сила сопротивления киль незначительна, и ею обычно прене-брегают или включают в общую силу сопротивления фюзеляжа $X_{ф}$. Сила Z_k зависит от угла скольжения вертолета, а также в некоторой степени от его угла атаки. При положительных углах атаки α_f киль попадает в зону затенения, в результате чего сила Z_k при том же угле скольжения уменьшается по сравнению с ее зна-чением при таких же отрицательных углах атаки.

При висении в штиль влияние киль проявляется в уменьшении силы тяги РВ подобно тому, как крыло вертолета уменьшает тягу НВ. Однако при разворотах на висении киль оказывает суще-ственное демпфирующее влияние, что в ряде случаев помогает из-бежать развития самопроизвольного разворота вертолета.

§ 5.3. ГРУЗОПОДЪЕМНОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

Грузоподъемность вертолета, т. е. способность его поднять в воздух некоторый груз, выражается разностью между располагае-мой тягой несущего винта T_p и силой тяжести неизменной массы вертолета (включаящей массу конструкции, экипажа и другой по-стоянной нагрузки). Следовательно, при заданной неизменной массе вертолета его грузоподъемность определяется величиной располагаемой тяги в конкретных условиях, которая может быть получена только при подведении к винту крутящего момента, т. е. некоторой мощности $N_{подв}$.

5.3.1. Формула Н. Е. Жуковского

Мощность $N_{ид}$, потребная для вращения идеального винта и создания необходимой тяги T при работе винта на месте (висении в штиль), определяется формулой (§ 3.6)

$$N_{ид} = \frac{T v_1}{75} = \frac{T}{75} \sqrt{\frac{T}{2\rho F}} = \frac{T^{3/2}}{75 \sqrt{2\rho F}} \quad (5.9)$$

Фактически затрачиваемая мощность $N_{подв}$ на валу винта должна быть в $1/\eta_0$ раз больше, где $\eta_0 = N_{ид}/N_{подв}$.

$$N_{ид} = \frac{T^{3/2}}{75 \sqrt{2\rho F}} = N_{подв0}$$

Формула

$$T = (75 \eta_0 N_{подв} \sqrt{2\rho F})^{2/3} \quad (5.10)$$

Выражение (5.10), показывающее связь между тягой НВ и за-трачиваемой мощностью, получено Н. Е. Жуковским и называется

формулой Жуковского со степенью $2/3$. Учитывая, что $\bar{F} = \pi D^2/4$, а $\rho = \Delta/8$, формулу (5.10) можно привести к виду:

$$T \approx [33,25 \eta_0 N_{\text{подв}} D \sqrt{\Delta}]^{1/2}. \quad (5.11)$$

Из формулы Жуковского следует, что величина тяги НВ при постоянной затрачиваемой мощности растет с увеличением диаметра винта, поэтому несущие винты вертолетов стараются выполнить

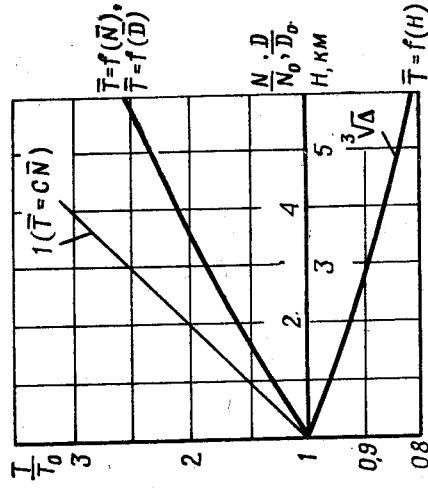


Рис. 5.9. Зависимости тяги НВ, описываемые формулой Н. Е. Жуковского

возможно большего диаметра. Эта формула показывает также, что тяга винта при работе на месте растет не пропорционально увеличению подводимой к нему мощности (линия 1 на рис. 5.9), а медленнее, в степени $2/3$. С подъемом на большие высоты (даже при постоянной подводимой мощности) тяга НВ уменьшается пропорционально $\Delta^{1/2} = \sqrt{\Delta}$.

С помощью формулы Н. Е. Жуковского можно оценить статический потолок вертолета, если известна зависимость $N_{\text{подв}}$ от высоты (барометрической).

5.3.2. Влияние аэродинамической компоновки

Большое влияние на величину грузоподъемности оказывает сопротивление частей вертолета, возникающее при обдувке их струей от винта, так называемой вертикальной обдувке. Сила сопротивления, создаваемая фюзеляжем или другими агрегатами, находящимися под винтом, $X_{в.о}$ зависит от скорости вертикального потока $V_{в.о}$, площади миделя агрегата, находящегося в зоне обдувки $S_{в.о}$, и коэффициентов сопротивления этих агрегатов. Если винт работает на месте, можно считать, что фюзеляж и его детали обдуваются со скоростью, равной индуктивной скорости отбрасывания: $V_{в.о} = v_2 = 2v_1$. Выражая сопротивление фюзеляжа, шасси и других находящихся в струе агрегатов (в том числе крыла) с по-

мощью общего коэффициента сопротивления $C_{x_{в.о}}$, можно написать:

$$X_{в.о} = 2C_{x_{в.о}} S_{в.о} \rho v_1^2. \quad (5.12)$$

где $S_{в.о}$ — площадь фюзеляжа, находящаяся в струе, взятая в плоскости горизонтального миделя сечения.

Так как $v_1 = \sqrt{\frac{p}{2\rho\chi}}$, то

$$X_{в.о} = C_{x_{в.о}} S_{в.о} \frac{p}{\chi}, \quad (5.13)$$

откуда видно, что сопротивление от вертикальной обдувки пропорционально удельной нагрузке на винт. Физически это объясняется увеличением потребных для висения индуктивных скоростей при увеличении p .

Итак, грузоподъемность вертолета с учетом вертикальной обдувки

$$\begin{aligned} G_{гр} &= T_p - X_{в.о} - G_{неизм} = T_p - C_{x_{в.о}} S_{в.о} \frac{T_p}{\chi F} - G_{неизм} = \\ &= T_p k_{в.о} - G_{неизм}, \end{aligned} \quad (5.14)$$

где

$$k_{в.о} = 1 - \frac{C_{x_{в.о}} S_{в.о}}{\chi F}. \quad (5.15)$$

Коэффициент $k_{в.о}$ учитывает потери грузоподъемности от вертикальной обдувки частей вертолета струей от НВ. Он равен 0,98—0,96 для вертолетов без крыла и 0,95—0,92 для вертолетов с крылом.

5.3.3. Влияние воздушной подушки

Как известно из закона Бернулли, уменьшение скорости (торможение) потока вызывает повышение давления воздуха. Поэтому при работе несущего винта вблизи земли из-за ее экранирующего влияния на отбрасываемую струю индуктивный поток тормозится под винтом возникает дополнительное повышение давления — воздушная подушка. Это приводит к увеличению тяги по сравнению с тягой «свободного» винта $T_{св}$ (удали от земли) при той же затрачиваемой мощности.

Прирост тяги за счет воздушной подушки целиком идет на увеличение грузоподъемности вертолета. Однако величина этого прироста существенно зависит от отношения высоты плоскости вращения винта над землей к диаметру винта. Чем дальше экран (земля) от винта, тем меньше изменение поля скоростей вблизи винта и тем меньше прирост тяги. В настоящее время для оценки

величины тяги $T_{в.п}$ в зоне влияния воздушной подушки пользуются эмпирической формулой

$$T_{в.п} = T_{св} (1,3 - 0,3 \sqrt{h/D}) \quad \text{для } h \leq D, \quad (5.16)$$

где D — диаметр винта; h — высота колес шасси вертолета над землей (при висении над водой или лесом эффект воздушной подушки существенно меньше или вовсе отсутствует).

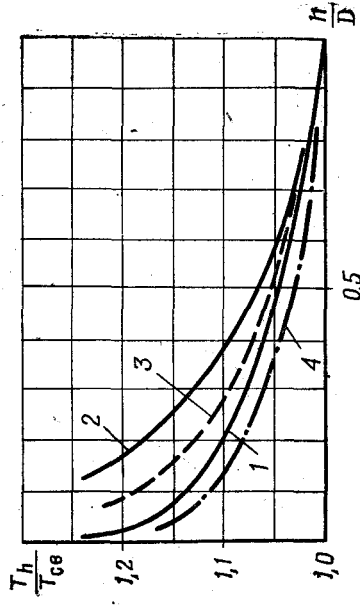


Рис. 5.10. Влияние близости земли на тягу НВ:
1 — по экспериментальной формуле (5.16); 2 — для Ми-6 с трапецевидными лопастями ($r=0,14$); 3 — для Ми-6 с трапецевидными лопастями ($r=0,23$); 4 — для Ка-26 с прямоугольными лопастями ($r=0,23$).

Эта формула дает достаточно точные результаты, совпадающие со средними значениями прироста тяги от воздушной подушки. На рис. 5.10 показан график относительного прироста тяги за счет влияния воздушной подушки, рассчитанный по формуле (5.16), кривая 1. Как видно, при $h/D=0,1$, тяга НВ увеличивается на 13%. При $h/D \gg 1$ эффект воздушной подушки исчезает.

На величину эффекта воздушной подушки (ЭВП) оказывает влияние аэродинамическая компоновка вертолета, что не учитывается формулой (5.16). Так, при одинаковых значениях h/D прирост тяги будет зависеть от размеров, особенно высоты, фюзеляжа и шасси вертолета.

На характер проявления ЭВП оказывает влияние и компоновка несущего винта. На рис. 5.10 приведены данные, полученные при летных испытаниях вертолета с винтами, отличающимися только формой лопастей. Как видно, аэродинамическая компоновка НВ может заметно изменить зависимость $T_{в.п} = f(h/D)$. В данном случае это объясняется большей площадью «оголенного» центрального участка у винта с прямоугольными лопастями. Таким образом для более точного определения грузоподъемности в зоне влияния воздушной подушки зависимость (5.16) необходимо уточнять по результатам летных испытаний для каждого конкретного типа вертолета.

Отношение $\frac{T_{в.п}}{T_{св}} = K_{в.п}$ назовем коэффициентом влияния воздушной подушки. Зная величину $K_{в.п}$, можно определить грузоподъемность вертолета при наличии ЭВП. При той же затрачиваемой мощности вертолет сможет висеть вблизи земли с большей взлетной массой $m_{взл}$, соответствующей силе тяжести $G_{взл}$:

$$G_{взл} = T_{св} K_{в.п} K_{в.п}, \quad (5.17)$$

где $T_{св}$ — тяга, развиваемая изолированным НВ вдали от земли. При малой высоте висения коэффициент $K_{в.п}$ заметно больше единицы, поэтому вертолет может отрываться от земли и висеть при весе, на 10—15% превышающем максимальную тягу его изолированного («свободного») винта.

5.3.4. Влияние косой обдувки

При вертикальном отрыве и висении в условиях ветра, а также при разбеге или разгоне вертолета даже в спокойной атмосфере возникает косая обдувка несущего винта, которая непосредственно

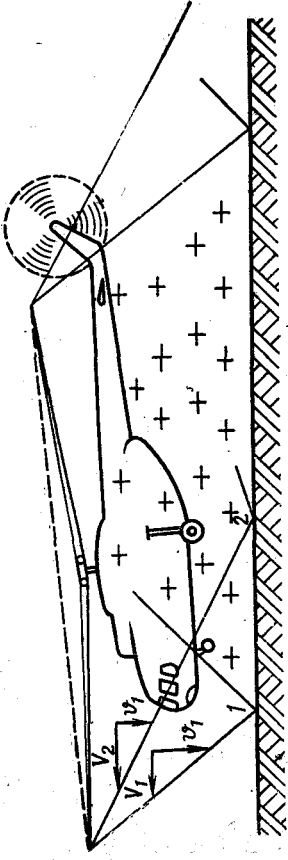


Рис. 5.11. Влияние скорости полета на проявление эффекта воздушной подушки (ЭВП):
1 — при скорости $V=V_1$, ЭВП проявляется на 40—50%; 2 — при скорости $V > V_2$ ЭВП отсутствует

оказывается на величине тяги НВ. Тяга несущего винта увеличивается. Кроме того, косая обдувка оказывает влияние также и на другие факторы, от которых зависит грузоподъемность, — на воздушную подушку и условия вертикальной обдувки. При косой обдувке, как отмечено в § 5.2, возникает относ струи НВ, который приводит к уменьшению доли ометаемой площади, находящейся в зоне экранирующего влияния земли, и к полному исчезновению его влияния при достаточно большой скорости ветра (рис. 5.11). Ветер как бы сдувает воздушную подушку, и прирост тяги винта, стоя и находящегося вблизи земли, от ЭВП уменьшается. Однако, при меньшей высоте полета, тем больше скорость косой обдувки, которой сохраняется влияние воздушной подушки. Вместе с

этим при отnose струи винта уменьшается сопротивление от вертикальной обдувки.

Следует подчеркнуть, что при висении степень влияния ветра на воздушную подушку и сопротивление от вертикальной обдувки существенно зависит от величины удельной нагрузки на омываемую площадь. Действительно, формулу (5.7) при малых V можно написать в виде:

$$\operatorname{tg} \gamma_0 = \frac{V \cos \alpha}{2 \sqrt{P}} \sqrt{\Delta}. \quad (5.18)$$

Из формулы (5.18) видно, что угол отнosa струи НВ меньше для вертолета с большей удельной нагрузкой, так как у него больше

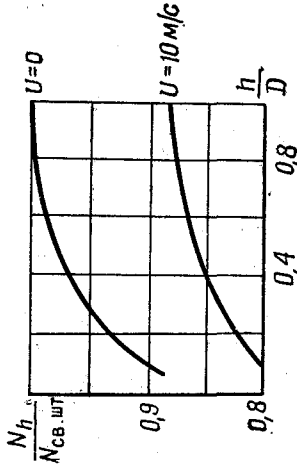


Рис. 5.12. Изменение мощности, потребной для висения вертолета с учетом влияния земли и встречного ветра

индуктивная скорость v_i . В среднем можно считать, что при скорости $V = 60 \div 80$ км/ч влияние воздушной подушки полностью отсутствует даже при $h = 2 \div 3$ м, а сопротивление от вертикальной обдувки становится пренебрежимо малым. Но по мере роста скорости полета все больше вступает в действие главный фактор — рост тяги НВ при косой обдувке. Поэтому в целом получается, что встречный ветер оказывает положительное воздействие на грузоподъемность вертолета или обеспечивает соответственно меньшие затраты мощности на подъем одного и того же груза (рис. 5.12). Поэтому при наличии ветра можно выполнить взлет с большей взлетной массой вертолета. Правда, при этом усложняется пилотирование вертолета, если ветер порывистый и взлет производится не точно против ветра.

Попутный ветер в отличие от встречного уменьшает предельную взлетную массу и грузоподъемность вертолета. Ведь косая обдувка НВ, которая наблюдается при отрыве и вертикальном подъеме вертолета с попутным ветром, на какое-то время исчерпывает при разгоне скорости. Располагаемая тяга НВ при этом уменьшается до своего штатного значения. Еще более серьезное падение $T_{НВ}$ при попутном ветре может произойти из-за уменьшения взлетной мощности силовой установки вследствие попадания выхлопных газов на вход в двигатель.

Кроме рассмотренных факторов величина реальной грузоподъемности вертолета зависит от атмосферных условий, влияющих на

располагаемую мощность силовой установки, запасов управления, а также от условий и способа взлета и посадки.

Величины предельной взлетной массы вертолета с учетом всех указанных факторов определяются с помощью специальных номограмм, приводимых в инструкциях экипажам конкретных вертолетов.

§ 5.4. ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

5.4.1. Методика расчета силы лобового сопротивления

На фюзеляж, шасси, оперение и другие находящиеся в потоке части вертолета действуют силы сопротивления воздуха вследствие обдувки этих частей струей от НВ и скорости поступательного движения вертолета. Это сопротивление называется вредным, так как создается ненесущими частями вертолета и требует излишней затраты энергии.

Для каждого n -го элемента вертолета сила лобового сопротивления

$$X_n = C_{x_n} S_n \frac{\rho V_n^2}{2}, \quad (5.19)$$

где V_n — скорость потока, обтекающего данный элемент; S_n — характерная площадь элемента (например, миделево сечение); C_{x_n} — коэффициент лобового сопротивления элемента.

Сила вредного лобового сопротивления вертолета

$$X_{вп} \approx \sum_{n=1}^m X_n, \quad (5.20)$$

где m — количество элементов, находящихся в потоке.

Скорости V_n обычно осредняются и считаются одинаковыми для всех элементов. С достаточной для практики точностью можно считать, что средняя скорость обдувки элементов вертолета, по которой рассчитывается сопротивление $X_{вп}$, равна:

— при осевом обтекании $V_{ср} = V_y + 2v_i$;

— при косом обтекании $V_{ср} = V$ (скорости полета вертолета).

При этом формула (5.20) запишется в виде:

$$X_{вп} = \frac{\rho V_{ср}^2}{2} \sum_{n=1}^m C_{x_n} S_n. \quad (5.21)$$

Для оценки величины суммы сопротивлений в формуле (5.21) ставляется так называемая сводка лобовых сопротивлений, в которой с учетом взаимного влияния элементов приводятся значения C_{x_n} для различных наиболее характерных их углов атаки. Значения C_{x_n} получаются экспериментально.

5.4.2. Использование понятия «эквивалентная пластина»

Расчеты по формуле (5.21) оказываются довольно громоздкими и требуют большого количества экспериментальных данных. Для целей практической аэродинамики используются результаты этих расчетов, приведенные к площади $\sigma_{вр}$ эквивалентной плоской пластины, стоящей перпендикулярно потоку (под углом атаки 90°). Коэффициент лобового сопротивления такой пластины известен и равен $C_{х\text{пл}} = 1,28$, а ее площадь, т. е. величина $\sigma_{вр}$, находится из условия равенства сил сопротивления вертолета $X_{вр}$ и плоской пластины $X_{пл}$ при одинаковых скоростях $\sigma_{вр}$, напорах:

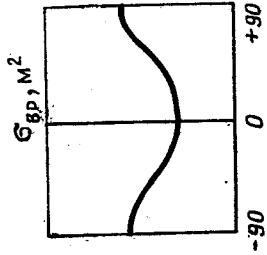


Рис. 5.13. Зависимость $\sigma_{вр}$ от угла атаки α

$$X_{вр} = X_{пл} = 1,28 \sigma_{вр} \frac{\rho V^2}{2}. \quad (5.22)$$

Сравнив выражения (5.22) и (5.21), получим

$$\sum C_{x_n} S_n = 1,28 \sigma_{вр},$$

откуда

$$\sigma_{вр} = 0,78 \sum C_{x_n} S_n. \quad (5.23)$$

Величина силы сопротивления вертолета зависит от его ориентации относительно воздушной скорости, т. е. от угла атаки. Поэтому и значения $\sigma_{вр}$ будут различны при разных углах атаки. Примерная зависимость $\sigma_{вр} = f(\alpha)$ показана на рис. 5.13. Имея такую зависимость $\sigma_{вр}$ от угла атаки, легко определить вредное сопротивление вертолета для любого режима полета по формуле (5.22).

В лобовое сопротивление включаются также потери на проходжение воздуха, охлаждающего различные агрегаты, и вследствие негерметичности фюзеляжа. Из-за этих потерь сила лобового сопротивления увеличивается на 5–8%.

§ 5.5. ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И МОЩНОСТЬ, РАСПОЛАГАЕМАЯ ДЛЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА

5.5.1. Общие сведения о силовых установках вертолетов

Диапазоны возможных условий и режимов полета вертолета при известных его аэродинамических и массовых характеристиках существенно зависят от величины мощности, развиваемой силовой установкой в различных условиях и на различных режимах работы.

В качестве силовых установок (СУ) на вертолетах исполь-

зуются авиационные поршневые или газотурбинные двигатели (ГТД). Поршневые двигатели (ПД) устанавливались на вертолетах первого поколения, когда ГТД для вертолетов находились в начале своего развития. В дальнейшем по ряду характеристик (в первую очередь по удельному весу, а также по величине мощ-

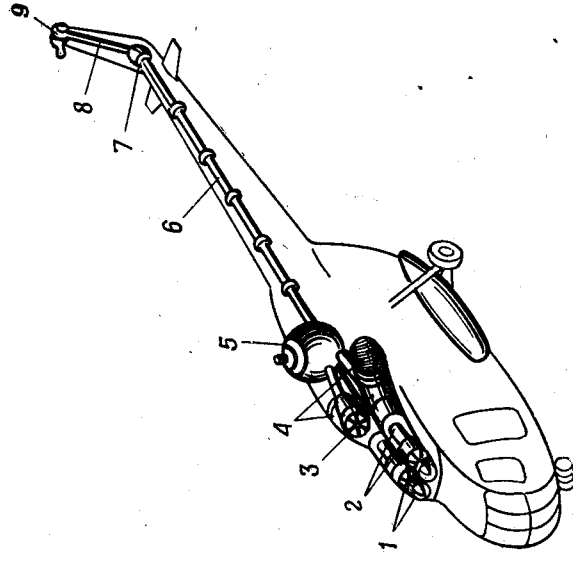


Рис. 5.14. Силовая установка и трансмиссия вертолета «одновинтовой» схемы:

1 — входные устройства; 2 — двигатель; 3 — вентилятор; 4 — выходные устройства; 5 — главный редуктор; 6 — хвостовой вал трансмиссии; 7 — промежуточный редуктор; 8 — концевой вал; 9 — хвостовой редуктор

ности в одном агрегате) газотурбинные двигатели значительно превзошли поршневые. В настоящее время ПД сохранились на старых типах вертолетов, а подавляющее большинство современных вертолетов имеют силовые установки на базе ГТД, поэтому в дальнейшем будут рассматриваться в основном характеристики СУ на базе ГТД.

Применение ГТД, по сути дела, явилось решающим фактором создания вертолетов с максимальными скоростями более 300 км/ч. Газотурбинные двигатели, устанавливаемые в настоящее время на вертолетах, обычно двухваловые, т. е. выполнены со свободной турбиной, от которой и осуществляется привод НВ. Отсутствие в таких двигателях жесткой кинематической связи между турбокомпрессором и свободной турбиной облегчает запуск раскрутку турбокомпрессора и несущего винта, а также позволяет обойтись без муфты включения трансмиссии.

Силовая установка вертолета наряду с двигателями включает входные и выходные устройства, а также трансмиссию (рис. 5.14).

5.5.2. Режимы работы двигателей

В процессе эксплуатации газотурбинные двигатели вертолетов работают на различных установившихся (расчетных) и переходных (промежуточных, нерасчетных) режимах.

Взлетный (максимальный) режим. На взлетном режиме двигатель развивает максимальную мощность $N_{взл}$ при максимальном наибольшем крутящем моменте. Режим характеризуется максимально допустимыми оборотами турбокомпрессора и значениями температуры газов перед турбиной. На взлетном режиме непрерывная работа двигателя разрешается только кратковременно, обычно не более 6—15 мин.

Взлетный режим используется при взлете и висении вертолета с максимальной или предельной массой, а также при повышенных температурах окружающего воздуха и в условиях высокогорья. При работе двигателя на взлетном режиме шаг НВ достигает максимального значения.

Номинальный режим — менее напряженный режим работы двигателей, чем взлетный. На этом режиме двигатели развивают мощность $N_{ном}$, составляющую 85—90% от $N_{взл}$. Разрешенное время непрерывной работы достигает 60 мин и более (например, для двигателей вертолета Ми-6 — 120 мин). Номинальный режим используется при взлете и висении с нормальной массой вертолета в стандартных атмосферных условиях у земли, а также при наборе высоты. Летчик устанавливает режим по величине оборотов турбокомпрессора или по указателю режимов.

Крейсерский режим (режимы) — наиболее характерный режим работы двигателей при полете вертолета. Мощность на крейсерском режиме $N_{кр}$ достигает 80—90% номинальной $N_{ном}$. Продолжительность непрерывной работы не ограничивается. На крейсерском режиме обычно выполняются полеты на дальность. Летчик устанавливает крейсерский режим работы двигателя введением коррекции полностью вправо и перемещением рычага общего шага до установки соответствующего значения оборотов турбокомпрессора (и общего шага НВ) или до совмещения индексов режима по указателю режимов.

Режим малого газа — это минимальный устойчивый режим работы двигателя, который используется при работе на земле, а также при планировании вертолета на режиме самовращения НВ. На малом газе двигатели работают при крайнем нижнем положении рычага общего шага НВ и полностью выведенной влево рукоятке коррекции.

Важным показателем является приемистость двигателей, которая характеризуется минимальным временем перевода двигателя с режима малого газа на взлетный (или с крейсерского на взлетный режим). Чем меньше это время, тем лучше приемистость. Времени приемистости накладывает свои ограничения на технику пилотирования вертолета, в частности на темп перемещения рычага общего шага НВ и продольного перемещения ручки управления.

Во избежание перетяжения НВ (гл. 3) и падения его оборотов время увеличения общего шага до максимального значения должно быть не менее времени приемистости. При плохой приемистости двигателей недопустимы резкие значительные продольные перемещения ручки управления на скоростях более 80—100 км/ч, так как при этом возникает провал (раскрутка) оборотов НВ.

5.5.3. Основные эксплуатационные характеристики вертолетных ГТД

Наиболее важными эксплуатационными характеристиками любой силовой установки, в том числе и вертолетных ГТД, являются показатели их мощности и экономичности — эффективная мощность и удельный расход топлива.

Под эффективной мощностью двигателя N_e понимают мощность на выходе из двигателя, т. е. мощность, которую выдает двигатель своим потребителем. У современных вертолетных ГТД эффективная мощность — это мощность, снимаемая с вала турбины винта (свободной турбины), у поршневых двигателей — мощность на носке коленчатого вала.

Под удельным расходом топлива понимают количество топлива, затрачиваемое на выработку единицы мощности (1 л. с.) в единицу времени (1 ч). Удельный расход топлива является важнейшим параметром, характеризующим совершенство силовой установки.

Эффективная мощность и удельный расход топлива изменяются в зависимости от режима работы двигателя и внешних условий. Эти зависимости представляются в виде различных характеристик двигателей.

Дроссельные характеристики (характеристики по числу оборотов)

Дроссельными характеристиками двигателя называют зависимости эффективной мощности и удельного расхода топлива от частоты вращения (оборотов) турбокомпрессора. Обычно эти характеристики строятся по результатам испытаний двигателя на стенде в стандартных атмосферных условиях у земли, т. е. при $H=0$; $t_a=15^\circ\text{C}$ ($T_a=288\text{ K}$); $p_a=760\text{ мм рт. ст.}$ $\cdot 10^5\text{ Н/м}^2$).

На рис. 5.15 показаны типичные дроссельные характеристики ГТД со свободной турбиной. Частота вращения турбокомпрессора изменяется путем изменения подачи топлива от насоса-регулятора результате перемещения рычага управления двигателем. При этом частота вращения турбины винта (свободной турбины) подерживается неизменной путем изменения внешней нагрузки шага НВ). Как видно, эффективная мощность максимальна при максимальной частоте вращения турбокомпрессора и резко уменьшается при уменьшении его оборотов. Приближенно можно счи-

тать, что эффективная мощность двигателя пропорциональна кубу частоты вращения турбокомпрессора:

$$N_e = k_N n_T^3 \quad (5.24)$$

где k_N — коэффициент пропорциональности.

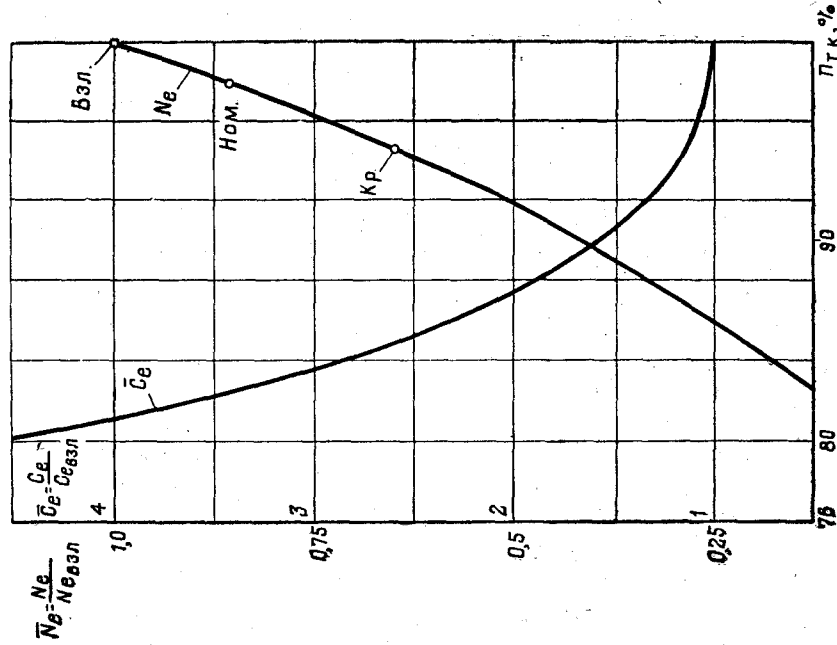


Рис. 5.15. Типичные дроссельные характеристики ГТД

Удельный расход топлива C_e наименьший на максимальном расчетном режиме работы двигателя, так как параметры турбокомпрессора выбираются из условия обеспечения максимального к. п. д. на этом режиме. При уменьшении частоты вращения турбокомпрессора степень повышения давления в нем уменьшается, температура газов перед турбиной снижается. Это приводит к уменьшению к. п. д. двигателя и соответственно увеличению удельного расхода топлива. Такая зависимость C_e от оборотов является недостатком ГТД, поскольку на крейсерских режимах работы (по-

лета вертолета), когда особенно важна экономичность двигателя, удельный расход топлива заметно увеличивается.

Из приведенной дроссельной характеристики видно, что при уменьшении оборотов турбокомпрессора от взлетных на 10% мощность двигателя уменьшается более чем в два раза. Сброс оборотов в полете может произойти быстро, за 1,5—2 с. Восстановление их и выход вновь на взлетную мощность требует значительно большего времени. Например, на вертолетах Ми-2 и Ми-8 — не менее 6 с. Это обстоятельство необходимо особо учитывать, перемещая рычаг общего шага НВ, при пилотировании вертолетов. На дроссельной характеристике отмечаются основные режимы работы двигателя, как это показано на рис. 5.15.

Высотные характеристики

Высотные характеристики двигателя представляют собой зависимость эффективной мощности и удельного расхода топлива на различных режимах работы двигателя от высоты полета вертолета при заданной программе регулирования двигателя. По этим характеристикам можно определить мощность силовой установки на различных высотах полета и режимах работы двигателя, а также расход топлива.

С увеличением высоты полета уменьшаются температура, давление и массовая плотность воздуха. Понижение температуры наружного воздуха приводит к увеличению степени повышения давления в компрессоре, что вызывает увеличение эффективной мощности. Но уменьшение с подъемом на высоту давления и плотности воздуха приводит к уменьшению его расхода через двигатель, что вызывает уменьшение мощности. Уменьшение давления воздуха оказывает более сильное воздействие, чем обратное влияние понижения температуры. Поэтому, если не принять специальных мер, мощность газотурбинного двигателя по мере набора высоты будет непрерывно уменьшаться. Такие двигатели называются не-высотными. К ним относятся, например, ГТД-350.

В большинстве случаев параметры ГТД выбираются так, чтобы получать мощность, необходимую для обеспечения требуемых летных данных вертолета не у земли, а на заданной высоте, называемой расчетной H_p . Поэтому в стандартных атмосферных условиях у земли двигатель оказывается, как говорят, переразмеренным, т. е. его мощность становится излишне большой. Эта мощность не может быть использована без перегрузки трансмиссии вертолета (прежде всего главного редуктора), несущего винта, да и по условиям прочности самого двигателя. Поэтому мощность переразмеренного двигателя на высотах, меньших расчетной, с помощью аппаратуры, регулирующей подачу топлива, ограничивается и остается почти постоянной, примерно такой же, как на расчетной высоте.

При достижении расчетной высоты температура газов перед турбиной и частота вращения турбокомпрессора становятся максим-

мально допустимыми. При дальнейшем увеличении высоты полета вступает в силу действие указанных ранее факторов и мощность двигателя начинает уменьшаться при сохранении постоянной частоты вращения турбокомпрессора. Для примера на рис. 5.16 показаны обобщенные высотные характеристики ГТД с $H_p \geq 0$.

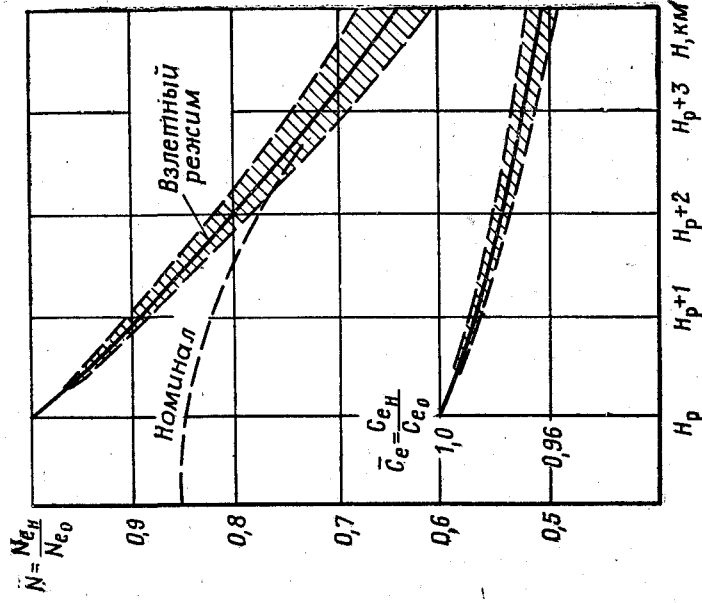


Рис. 5.16. Осредненные высотные характеристики вертолетных ГТД (для $H_p \leq 3000$ м); заштрихованы области «разброса» данных конкретных двигателей

Удельный расход топлива при увеличении высоты полета до расчетной заметно уменьшается в связи с увеличением степени повышения давления и приближением турбокомпрессора к расчетному режиму с максимальной к.п.д. Выше расчетной высоты (в зоне ограничения температуры газа) степень повышения давления в турбокомпрессоре продолжает расти. Поэтому удельный расход топлива по мере дальнейшего роста высоты продолжает уменьшаться, хотя и менее существенно, чем ранее.

Скоростные характеристики

Известно, что мощность турбореактивного двигателя в отличие от поршневого увеличивается с увеличением скорости полета. Это объясняется тем, что за счет скоростного напора повышается

давление воздуха на входе в компрессор. Поэтому степень повышения давления в компрессоре (по отношению к окружающему воздуху) увеличивается, что и приводит к увеличению эффективной мощности и уменьшению удельного расхода топлива.

На рис. 5.17 показано относительное изменение мощности и удельного расхода топлива ГТД от скорости полета. При скоростях полета большинства современных вертолетов, как видно из рис. 5.17, скоростной напор сравнительно мало сказывается на характеристиках двигателя. И только у скоростных вертолетов (при скоростях полета 300—350 км/ч) увеличение мощности и уменьшение удельного расхода становятся заметными величинами и достигают 6—8% и более.

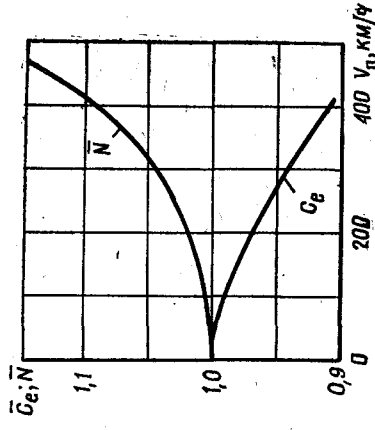


Рис. 5.17. Характеристики вертолетных ГТД по скорости полета

Влияние атмосферных условий на характеристики ГТД

Все рассмотренные выше характеристики двигателей приводятся обычно для стандартных атмосферных условий. Но фактические условия на данной высоте (и скорости) полета могут значительно отличаться от стандартных.

Вполне понятно, что при отклонении величин параметров состояния воздуха от стандартных будут изменяться и характеристики двигателя, поскольку его мощность и удельный расход топлива существенно зависят от атмосферных условий, как это видно по высотным характеристикам. Относительные изменения давления окружающего воздуха менее значительны, чем перепады температуры, и оказывают менее сильное влияние на характеристики двигателя. Поэтому при рассмотрении влияния атмосферных условий на характеристики ГТД наиболее важно определить зависимость мощности и удельного расхода топлива двигателя от изменения температуры наружного воздуха.

Увеличение температуры приводит к уменьшению плотности воздуха, и наоборот. В связи с этим при понижении температуры наружного воздуха мощность двигателя увеличивается, а удельный расход топлива уменьшается. Это обусловлено влиянием увеличения плотности воздуха, что приводит к увеличению степени повышения давления в турбокомпрессоре и массового расхода воздуха через двигатель. На рис. 5.18 показано, как изменится эффективная мощность и удельный расход топлива относительно

их расчетных значений при $t = 15^\circ\text{C}$ в зависимости от температуры атмосферного воздуха (при условии постоянства расчетных оборотов турбокомпрессора). Заштрихованная область характеризует разброс фактических данных, который объясняется индивидуальными особенностями двигателей, различием в конкретных значениях их термодинамических параметров и в степени совершенства.

Не всегда и не при всех температурах атмосферного воздуха удается использовать оптимальные режимы работы двигателя, т. е. максимальные его возможности по выработке мощности. Конкретная зависимость эффективной мощности двигателя от атмосферных условий в значительной степени определяется характеристиками его системы, автоматического регулирования, которые выбираются с учетом их ходной напряженности работы двигателя на расчетном режиме и ряда других факторов.

5.5.4. Мощность, располагаемая для несущего винта

Понятие «располагаемая мощность»

Далеко не вся эффективная мощность двигателей N_e идет на несущий винт. Например, для вертолетов одновинтовой схемы характерным является расход мощности на привод рулевого винта. Кроме того, известная часть мощности расходуется на преодоление сил трения в редукторах и трансмиссии, охлаждение двигателя и агрегатов, привод агрегатов (насосов, генераторов и т. п.). У вертолетов с ГТД возникают дополнительные потери мощности на входе в двигатель, связанные с особенностями аэродинамической компоновки и потерями во входных тоннелях (особенно при установке пылезащитных устройств). Таким образом, подводимая к несущему винту мощность $N_{\text{подв}}$ всегда меньше мощности, развиваемой двигателями N_e , на величину вышеуказанных потерь.

Мощностью, располагаемой для несущего винта N_p , называется мощность, которая подводится к несущему винту при работе двигателей на взлетном режиме. Она определяется как разность

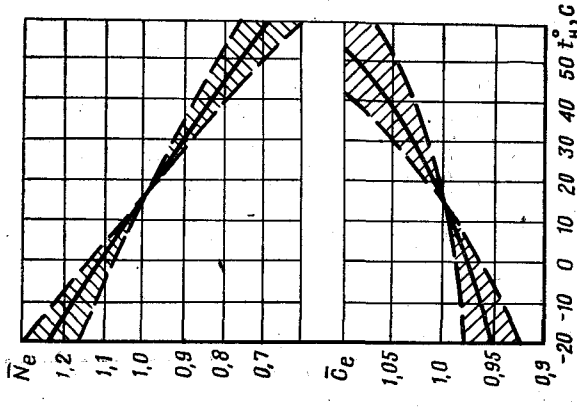


Рис. 5.18. Относительное изменение мощности $\bar{N}_e$ и удельного расхода топлива $\bar{C}_e$ в зависимости от температуры атмосферного воздуха (по данным для большого числа двигателей)

мощности на привод рулевого винта. Кроме того, известная часть мощности расходуется на преодоление сил трения в редукторах и трансмиссии, охлаждение двигателя и агрегатов, привод агрегатов (насосов, генераторов и т. п.). У вертолетов с ГТД возникают дополнительные потери мощности на входе в двигатель, связанные с особенностями аэродинамической компоновки и потерями во входных тоннелях (особенно при установке пылезащитных устройств). Таким образом, подводимая к несущему винту мощность $N_{\text{подв}}$ всегда меньше мощности, развиваемой двигателями N_e , на величину вышеуказанных потерь.

Мощностью, располагаемой для несущего винта N_p , называется мощность, которая подводится к несущему винту при работе двигателей на взлетном режиме. Она определяется как разность

между взлетной мощностью силовой установки $N_{\text{взл}}$ и суммарной величиной потерь (рис. 5.19):

$$N_p = N_{\text{взл}} - (\Delta N_{p, \text{в}} + \Delta N_{\text{тр}} + \Delta N_{\text{охл}} + \Delta N_{\text{агр}} + \Delta N_{\text{вх}}) = N_{\text{взл}} - \sum \Delta N_k, \quad (5.25)$$

где $N_{\text{взл}}$ — мощность двигателей на взлетном режиме (максимальная мощность силовой установки); ΔN_k — расход (потери) мощности на k -й агрегат.

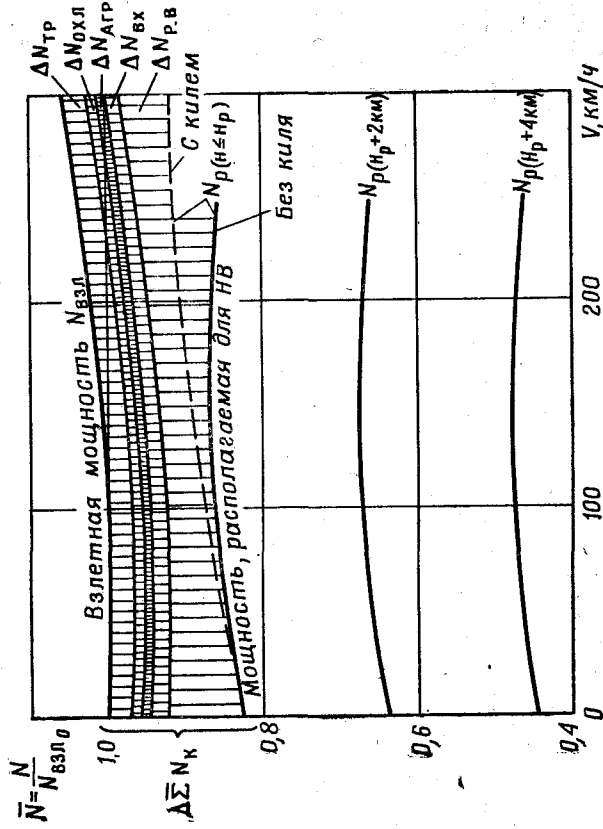


Рис. 5.19. Зависимость мощности, располагаемой для несущего винта, от скорости и высоты полета у вертолетов с ГТД

Иными словами, располагаемая мощность N_p — это максимальная мощность, которая может быть подведена к НВ. Она зависит от тех же эксплуатационных факторов, от которых зависит $N_{\text{взл}}$, и изменяется так же, как изменяются взлетная мощность и соответствующие потери.

Величина подводимой к НВ мощности всегда меньше (или равна) располагаемой ($N_{\text{подв}} \leq N_p$). Величина $N_{\text{подв}}$ зависит от положения рычага общего шага НВ и рукоятки коррекции, устанавливающих режим работы двигателей, т. е. развиваемую ими N_e . Потери мощности удобнее выражать относительными величинами $\xi_k = \Delta N_k / N_e$, показывающими, сколько процентов эффективной мощности двигателя затрачивается на тот или иной агрегат. Все перечисленные потери мощности учитываются с помощью коэффициента использования мощности ξ_m . Коэффициент ξ_m показы-

вает, какая часть мощности силовой установки передается на втулку несущего винта, т. е. представляет располагаемую мощность для вращения НВ. Коэффициент ξ_m , следовательно, выражается отношением располагаемой мощности НВ N_p к взлетной эффективной мощности двигателей:

$$\xi_m = \frac{N_p}{N_{взл}} = 1 - \sum \xi_k. \quad (5.26)$$

Величины ξ_k зависят от типа и совершенства двигательной установки и НВ, аэродинамической компоновки вертолета и других факторов.

Зависимость располагаемой для НВ мощности от скорости и высоты полета

Зависимость N_p от скорости и высоты полета вертолета удобно представлять графически на основании формулы (5.25), зная зависимость от V и H величин $N_{взл}$ и различных потерь. Значения $N_{взл}$ получаются из характеристик двигателя. Расходы мощности на преодоление сил трения, охлаждение, привод агрегатов, а также потери во входных устройствах практически не зависят от скорости полета. При последовательном вычитании из величины взлетной мощности всех этих потерь, как это показано на рис. 5.19, получаются линии, эквидистантные зависимо $N_{взл} = f(V)$.

Расход же мощности на привод рулевого винта $N_{р.в}$ зависит от скорости полета. Величина $\Delta N_{р.в}$ наибольшая на РВ уменьшается мере роста скорости полета затраты мощности на РВ уменьшаются в связи с переходом РВ на косую обдувку и уменьшением его потребной тяги (гл. 9). На скоростях, больших 100—130 км/ч, начинается увеличиваться потребная тяга РВ, а при $V > 160$ —200 км/ч положительное влияние косой обдувки на тягу РВ уменьшается (как и у НВ на $V \geq 100$ —120 км/ч). Поэтому расход мощности на РВ вновь увеличивается, если у вертолета нет кия, разгружающего рулевой винт.

Таким образом, зависимость располагаемой мощности N_p от скорости полета для вертолетов без кия имеет вид, показанный на рис. 5.19. При переходе от висения в штиль к полету вперед N_p несколько увеличивается, а начиная со скоростей полета 140—160 км/ч — уменьшается. Для вертолетов Ми-2 и Ми-8 эти изменения N_p незначительны. В первом приближении можно считать, что у них N_p не зависит от скорости полета. У вертолетов с килем (типа Ми-6, Ми-24) благодаря росту силы Z_k и степени разгрузки рулевого винта расход мощности на РВ по мере увеличения скорости полета уменьшается (или начинает увеличиваться лишь на скоростях более 250—300 км/ч). У таких вертолетов располагаемая для НВ мощность с ростом скорости полета монотонно увеличивается, хотя темп ее увеличения на больших скоростях, близких к максимальным, незначителен (штриховая линия на рис. 5.19).

Если взлетная (максимальная) мощность двигателей до расчетной высоты не изменяется, показанные линиями (с килем и без кия) зависимости $N_p = f(V)$ справедливы для любой высоты от нуля до H_p . Выше расчетной высоты максимальная мощность силовой установки уменьшается, соответственно уменьшается N_p , и для каждой высоты $H > H_p$ будет своя зависимость $N_p = f(V)$, как это показано на рис. 5.19. Для расчета N_p на различных высотах полета, а также для сравнения различных вертолетов между собой важно знать не абсолютные (в лошадиных силах), а относительные потери мощности на трение, привод агрегатов и т. п., т. е. величины $\xi_k = \Delta N_k / N_{взл}$. От скорости полета относительные потери изменяются в соответствии с описанным характером изменения их абсолютных величин, а от высоты полета их можно считать не зависящими. Значения ξ_k определяются большей частью опытным путем для конкретных типов вертолета. В табл. 5.1 приведены величины различных потерь мощности у вертолетов Ми-4, Ми-6, а также диапазоны изменения этих потерь по статистическим данным для вертолетов с одним НВ.

Таблица 5.1

Источник потерь	Относительные потери мощности в % от $N_{взл}$			Статистические данные
	Ми-4	Ми-6		
Рулевой винт (на режиме висения)	10	10		8—13
Трение в трансмиссии	4,0	3,0		4—5
Охлаждение двигателя и агрегатов	6,0	1,1		1—6
Привод агрегатов	0,5	0,8		0,5—1
Потери на входе в двигатель	—	2,5		2—3
Суммарная величина потерь	20,5	17,4		15,5—28

Статистика показывает, что коэффициент использования мощности у вертолетов одновинтовой схемы с поршневыми двигателями составляет на висении 0,75—0,8. При переходе к ГТД существенно уменьшаются затраты мощности на охлаждение двигателя и коэффициент использования мощности повышается до 0,82—0,85. В горизонтальном полете коэффициент использования мощности у вертолетов с ГТД достигает 0,9. У вертолетов двухвинтовой схемы, где нет необходимости в рулевом винте, нет и расхода мощности на рулевой винт. Поэтому значение ξ_m у них соответственно увеличивается и достигает 0,9—0,93.

§ 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

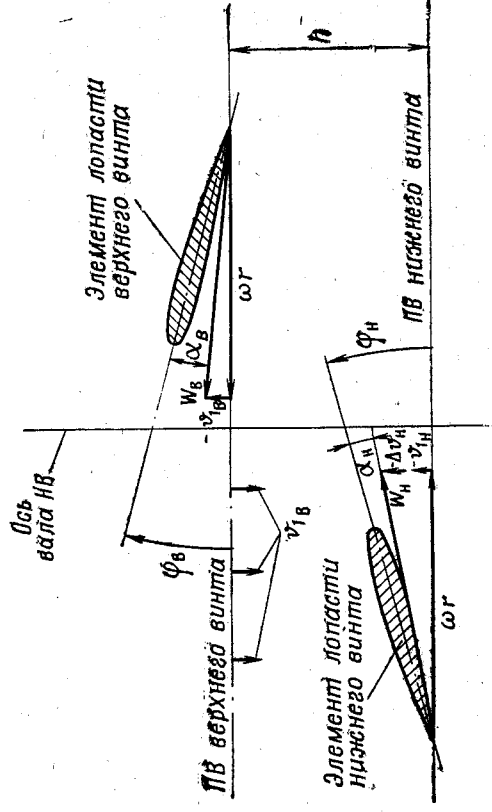


Рис. 6.1. Взаимное влияние соосных винтов при работе на месте ($r \approx 0.7R$;
 $\frac{h}{R} > 0.1$)

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_u будет вызвано подсаживающим действием нижнего винта, а в плоскости нижнего винта — Δv_n — эффектом отбрасывания потока верхним винтом.

Приращения индуктивной скорости можно представить в виде $\Delta v_u = k_1 v_{1n}$ и $\Delta v_n = k_2 v_{1u}$, 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 $\phi_n = \phi - \frac{v_1 + \Delta v_n}{\omega r}$ уменьшаются с ростом Δv_n (рис. 6.1). Эффектив-

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 разнесения винтов по высоте для исключения схлестывания лопастей и улучшения аэродинамических характеристик удлиняет вал НВ и утяжеляет конструкцию.

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 $r=0,75$) 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 $F_{\text{од}} v_{1\text{од}}^2 = F_c v_{1c}^2$, откуда с учетом формулы (6.1)

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

Используя формулу (5.9), получим

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

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

При одинаковой подводимой мощности $T_c = T_{\text{од}} v_{1\text{од}} / v_{1c}$, но из равенства мощностей по формуле (3.29) следует, что $F_{\text{од}} v_{1\text{од}}^3 = F_c v_{1c}^3$, откуда

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

Следовательно, при одинаковой подводимой мощности соосные винты развивают тягу, на 18% большую, чем одиночный винт того 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 $0,5-2^\circ$ 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 снижении 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 омегаемой площади принимать не габаритную площадь одного НВ, а эффективную $F_{эф} = 1,66F_{габ}$.

Абсолютные значения тяги T_{pc} и грузоподъемности вертолетов соосной схемы не большие 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.

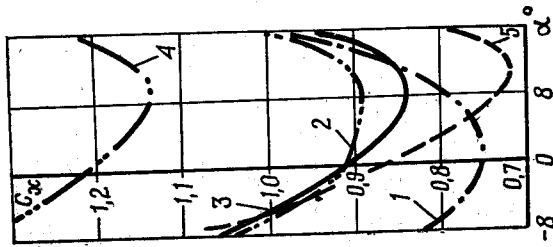


Рис. 6.2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления планера от угла атаки фюзеляжа: 1 — вариант с подвесной кабиной; 2 — с грузовой платформой; 3 — с опылительным; 4 — с опрыскивателем; 5 — носитель

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 некие 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 естественными 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 соответственно 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,

а изменение величины z_g — боковое уклонение S . При этом кри- визна Земли в пределах дальности полета вертолетов не учиты- вается.

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

Подвижная земная система координат $Ox_0y_0z_0$ (рис. 7.1) дви- жется вместе с вертолетом. Начало координатных осей располо- жено в центре масс вертолета — точка O .

Направление координатных осей устанавливается так же, как и в нормальной земной системе координат, т. е. ось Oy_0 направ- лена 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 па- раллельно оси Ox_g нормальной земной системы координат (рис. 7.1) так и, например, в направлении полета.

Пилотируя вертолет, летчик постоянно контролирует его ори- entацию (угловое положение) и вращение в пространстве, свя- занном с землей по положению вертолета относительно осей (плоскостей) земной системы координат. В легкой практике бы- тует 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 по- вращаются в пространстве так же, как вращается вертолет.

Плоскость симметрии вертолета считается основной (глав- ной) продольной плоскостью. Для одновинтовых вертолетов в связи с наличием рулевого винта понятие «плоскость симметрии» является несколько условным. Оно базируется в основном на сим- метрии фюзеляжа вертолета (без учета некоторых надстроек) и не учитывает асимметрии, придаваемой вертолету рулевым вин- том, 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 плоскости симметрии и направлена вперед к носу вертолета.

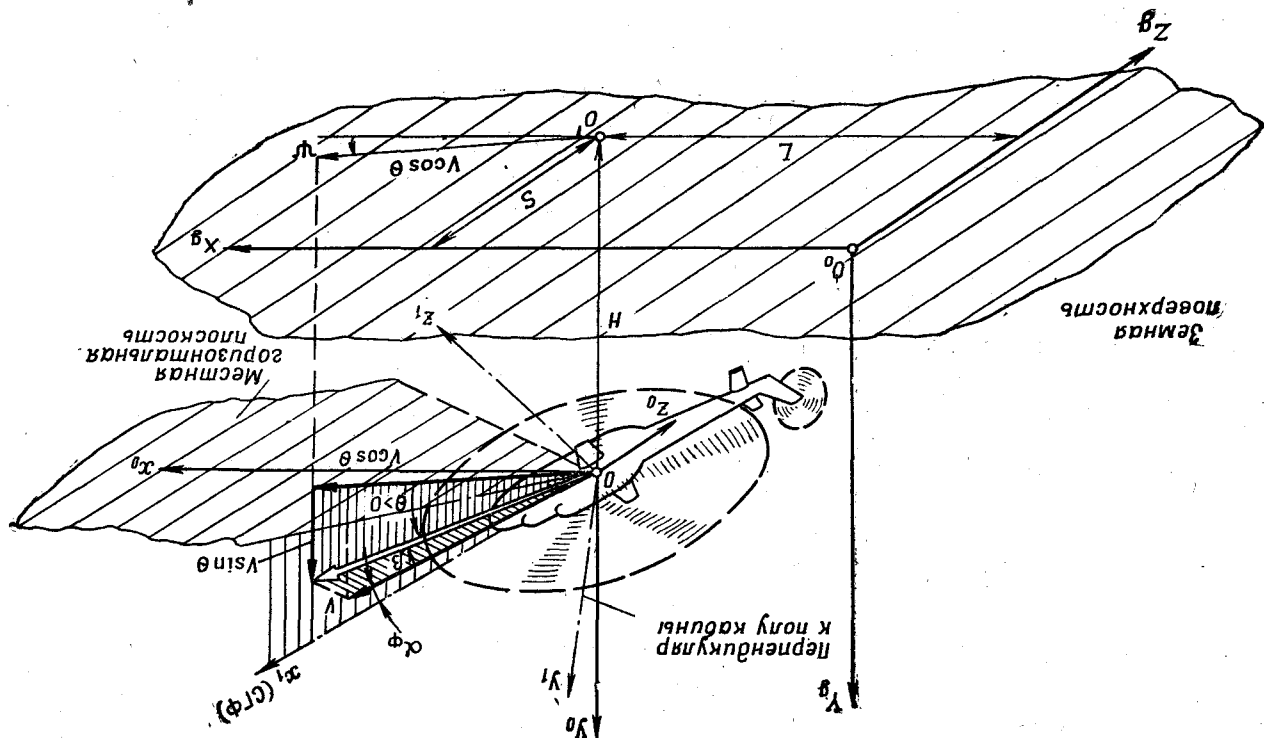


Рис. 7.1. Нормальная земная, подвижная земная и связанная системы координат

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).

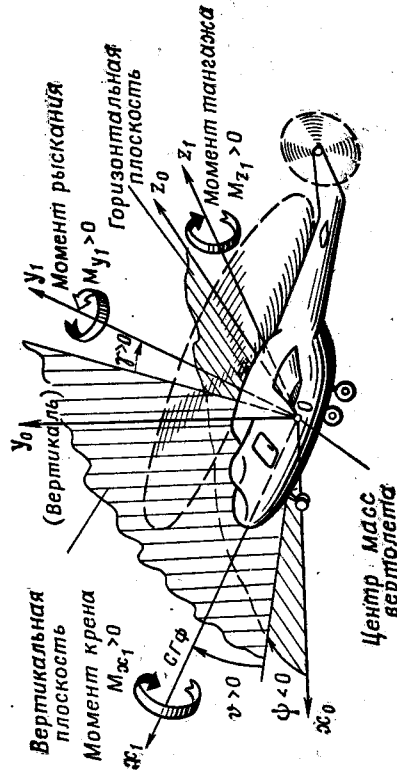


Рис. 7.2. Ориентация связанной системы координат относительно подвижной земной

Оси связанной системы координат и образуемые ими плоскости являются базовыми при установке приборов, фиксирующих угловое положение вертолета по отношению к земле — авиационного зонта, 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; положительный, 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 ; положительный при правом крене.

Угол рыскания ψ — угол между проекцией продольной оси Ox_1 на местную горизонтальную плоскость и осью Ox_0 ; положительный 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 авиационного горизонта.

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_x , M_y и M_z 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 $Oxuz$ (рис. 7.3) связана с направлением воздушной скорости вертолета, т. е. скорости его

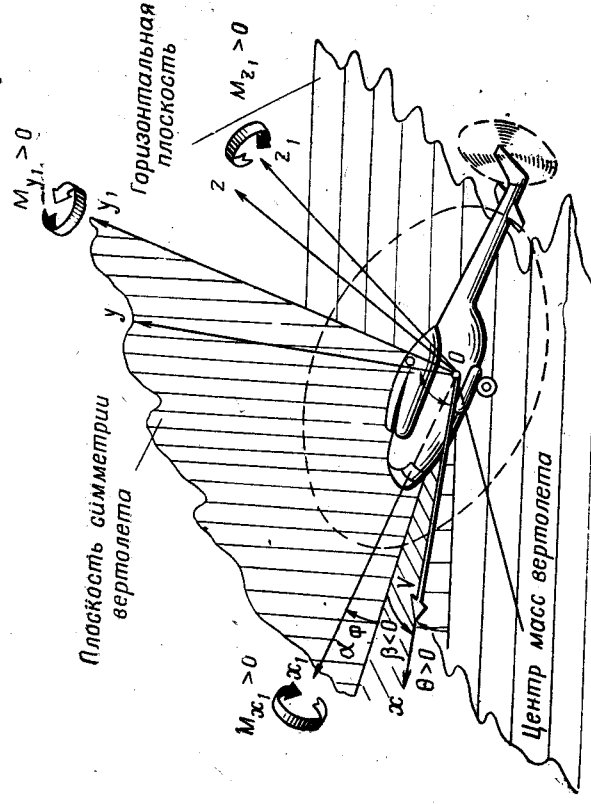


Рис. 7.3. Скоростная и связанная системы координат, их взаимная ориентация

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):

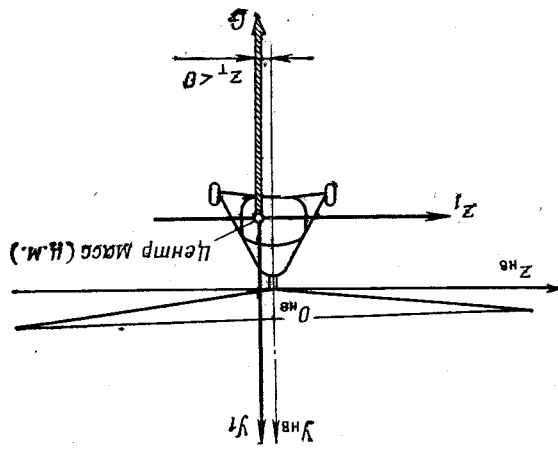
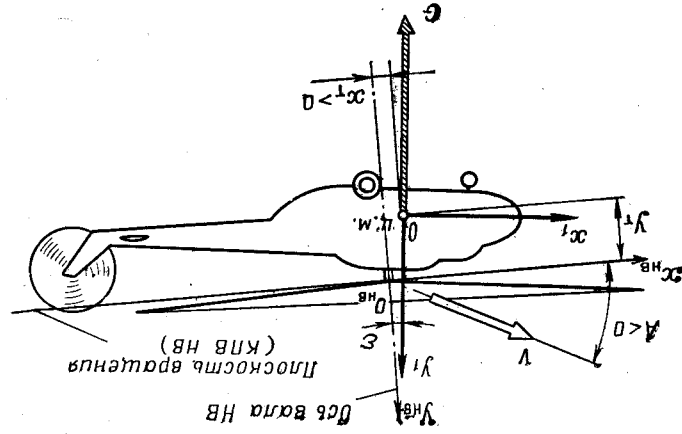


Рис. 7.4. Центровка вертолета



— x_t (продольная центровка) — расстояние от центра масс вертолета до поперечной плоскости, проходящей через ось вала НВ (или расстояние от центра масс до оси вала НВ, если центр масс лежит в продольной плоскости, проходящей через ось НВ). Продольная центровка считается передней, положительной ($x_t > 0$), если центр масс расположен впереди оси вала НВ, и задней, отрицательной ($x_t < 0$), если позади;

— y_t (вертикальная центровка) — расстояние от центра масс вертолета до плоскости вращения НВ;

— z_t (боковая центровка) — расстояние от центра масс до продольной плоскости вертолета, проходящей через ось вала НВ. Боковая центровка считается положительной ($z_t > 0$), если центр масс расположен справа от упомянутой продольной плоскости.

Координаты x_t , y_t и z_t устанавливают взаимное расположение центра масс вертолета и его координатных осей с точкой приложения и направлением результирующей аэродинамической силы несущего винта. Изменение величин вертикальной и боковой центровок в реальных условиях для конкретных вертолетов незначительно и мало сказывается на условиях пилотирования вертолета. Центр масс вертолета всегда располагается ниже центра втулки НВ, и вертикальная центровка считается отрицательной ($y_t < 0$). Величина y_t составляет 1,5—4 м, в зависимости от размеров вертолета. Боковая центровка принимается обычно нейтральной ($z_t = 0$).

Продольная центровка может заметно изменяться при различной загрузке вертолета и в полете (при сбрасывании грузов, расходе топлива и т. п.). Эти изменения не должны выходить за определенные пределы, ограничивающие эксплуатационный диапазон центровок. Предельно допустимые центровки для некоторых вертолетов приведены в табл. 7.1.

Таблица 7.1

Центровка	Вертолет				
	Ми-2	Ми-4	Ми-6	Ми-8	Ми-24
Предельная передняя центровка $x_{п.п.}$, мм	185	300	360	370	370
Предельная задняя центровка $x_{п.з.}$, мм	—10	—70	—200	—80	—170

§ 7.2. СИЛЫ И МОМЕНТЫ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ВЕРТОЛЕТ В ПОЛЕТЕ

Аэродинамические силы, действующие на элементы внешних поверхностей вертолета в полете, обычно суммируются, и находят их результирующие величины для каждой основной части вертолета.

Таким образом, на вертолет одновинтовой схемы с крылом и килем действуют в полете результирующие аэродинамические

силы несущего винта $\vec{R}_{НВ}$, фюзеляжа $\vec{R}_{Ф}$, крыла $\vec{R}_{кр}$, стабилизатора $\vec{R}_{ст}$, киля $\vec{R}_{к}$, рулевого винта $\vec{R}_{р.в.}$, как это показано на рис. 7.5.

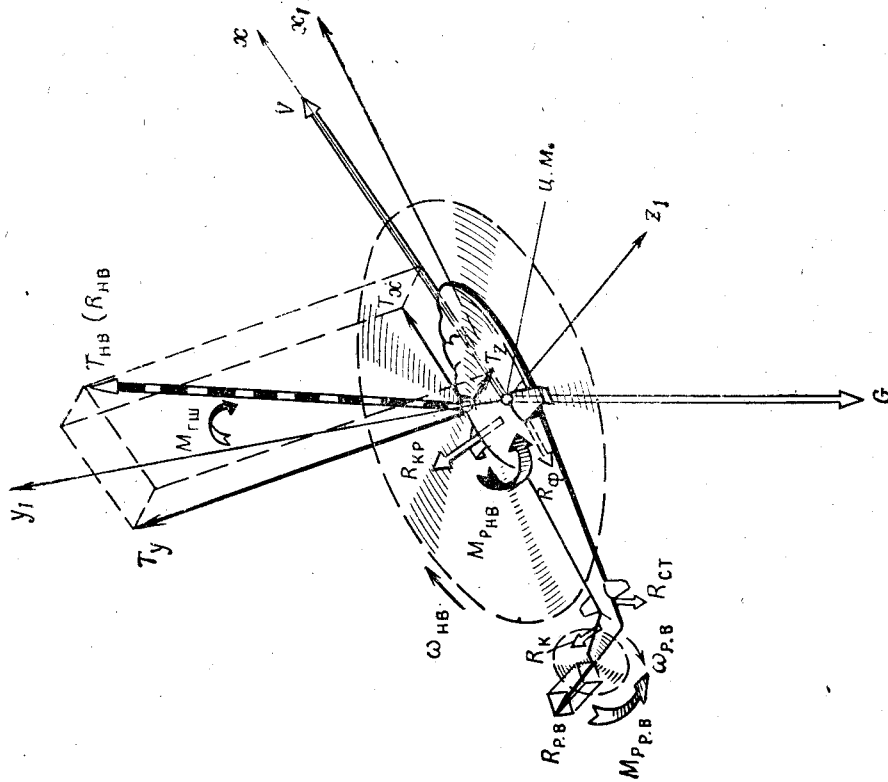


Рис. 7.5. Силы и моменты сил, действующие на вертолет в полете

Материалы предыдущих глав позволяют определить величину и направление каждой из этих сил в зависимости от скорости полета, углов атаки и скольжения вертолета. Затем следует просуммировать эти силы и получить их результирующую — главный вектор аэродинамических сил, действующих на вертолет $\vec{R}_в$. В общем случае полета силы $\vec{R}_{НВ}$, $\vec{R}_{Ф}$, $\vec{R}_{кр}$ и т. д. могут иметь довольно разнообразные направления. Поэтому задача их сложения и определения главного вектора $\vec{R}_в$ решается довольно сложно. Однако, рассматривая проекции этих сил на оси описан-

ных в § 7.1 систем координат, можно выделить наиболее существенные величины, которые следует учитывать, и несущественные, которыми можно пренебречь.

В дальнейшем будем пренебрегать величинами продольной и боковой составляющих силы $\vec{R}_v$, подъемной и боковой силами фюзеляжа, а также силами лобового сопротивления стабилизатора и киля. Тогда, ограничившись для начала рассмотрением полета вертолета без скольжения, можно указать следующие внешние силы, действующие на вертолет:

— результирующая аэродинамическая сила несущего винта $\vec{R}_{\text{нв}}(\vec{T}_{\text{нв}})$. Приложена в центре втулки НВ и направлена по оси конуса НВ, составляя с осью вала винта (осью $O_{\text{нв}}y_{\text{нв}}$) угол δ ;

— сила вредного сопротивления фюзеляжа с различными надстройками и подвесками и всех несущих частей вертолета $\vec{X}_{\text{ар}}$. Приложена в центре давления фюзеляжа, который обычно расположен несколько впереди и выше центра масс вертолета. Условно в первом приближении считается, что линия действия силы $X_{\text{ар}}$ проходит через ц.м. Направлена по отрицательному направлению оси Ox (против $\vec{V}$);

— сила тяги рулевого винта $\vec{T}_r$. Приложена в центре втулки РВ и направлена по оси вала РВ;

— результирующая аэродинамическая сила крыла $\vec{R}_{\text{кр}}$, дающая составляющие — подъемную силу $Y_{\text{кр}}$ и силу сопротивления $X_{\text{кр}}$. Приложена в центре давления крыла;

— подъемная сила стабилизатора $\vec{Y}_{\text{ст}}$. Приложена в аэродинамическом фокусе стабилизатора. В дальнейшем для удобства определения продольного момента от аэродинамических сил стабилизатора чаще будет учитываться не подъемная, а нормальная сила стабилизатора $Y_{\text{лст}}$ как проекция силы $\vec{R}_{\text{ст}}$ на ось Oy_l . На режимах моторного полета направлена по отрицательному направлению оси Oy_l (вниз), на режиме самовращения НВ — вверх;

— боковая сила от киля $\vec{Z}_k$. Приложена в аэродинамическом фокусе киля. Всегда при полете вперед направлена вдоль оси Oz влево.

Понятно, что у вертолетов, не имеющих крыла и киля, силы $\vec{R}_{\text{кр}}$ и $\vec{Z}_k$ отсутствуют.

Кроме аэродинамических сил на вертолет действует сила тяжести $\vec{G}$, приложенная в центре масс вертолета и направленная по местной вертикали вниз.

Каждая аэродинамическая сила образует свой момент относительно центра масс, равный произведению величины силы на расстояние («плечо») от центра масс до линии действия силы.

Кроме моментов указанных сил на фюзеляж вертолета действуют реактивные моменты несущего и рулевого винтов (рис. 7.5), направленные в сторону, противоположную вращению НВ и РВ.

На втулке НВ действует момент от центробежных сил лопастей, возникающий за счет разности ГШ при отклонении (завале) оси конуса НВ от оси вала. Этот момент $M_{\text{гш}}$ стремится совместить ось вала НВ с направлением оси конуса (силы $\vec{R}_{\text{нв}}$).

Некоторые дополнительные моменты, появляющиеся при вращательном движении вертолета вокруг ц.м., будут указаны в гл. 8.

§ 7.3. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА

7.3.1. Приложение общих законов механики к движению вертолета

В общем случае движение вертолета складывается из движения его центра масс со скоростью $\vec{V}$ и вращения вокруг ц.м. с угловой скоростью ω_v .

Уравнения движения вертолета получаются из основных законов механики твердого тела. Так, уравнение движения центра масс согласно второму закону механики можно записать в следующем виде:

$$m \frac{d\vec{V}}{dt} = \vec{F}_{\text{вн}} = \vec{R}_v + \vec{G}, \quad (7.1)$$

где $\vec{F}_{\text{вн}}$ — главный вектор всех внешних сил, действующих на вертолет; $\vec{R}_v$ — главный вектор (резльтирующая) всех аэродинамических сил, действующих на вертолет; $\vec{G}$ — сила тяжести вертолета; $m = G/g$ — масса вертолета; $d\vec{V}/dt$ — ускорение центра масс вертолета.

Направление движения вертолета в любой момент времени определяется направлением скорости полета $\vec{V}$. Чтобы изменить направление движения, летчик должен изменить направление скорости полета, т. е. обеспечить создание определенного ускорения $d\vec{V}/dt$. Выражение (7.1) показывает, что ускорение возникает при действии на вертолет какой-либо неуравновешенной силы $\vec{F}_{\text{вн}} \neq 0$.

При известных массе и силе тяжести вертолета величина и направление ускорения $d\vec{V}/dt$ определяются величиной и направлением силы $\vec{R}_v$. Интегрируя выражение (7.1), можно получить значение скорости в любой момент времени и траекторию движения.

Таким образом, управляя вертолетом с помощью рычагов управления, чтобы выполнить заданную (желаемую) траекторию движения, летчик, в сущности, управляет аэродинамическими силами, величина и направление которых совместно с силой тяжести вполне определяют траекторию движения центра масс вертолета. Как известно, аэродинамические силы зависят от ориентации вертолета (и его частей) относительно вектора скорости. Поэтому летчик постоянно контролирует и устанавливает пространственное положение вертолета, осуществляя тем самым его необходимую ориентацию относительно вектора $\vec{V}$. Потребный для этого поворот вертолета вокруг ц.м. достигается при создании летчиком неуравновешенного момента от аэродинамических сил.

Вращение вертолета вокруг ц.м. на основе закона о моменте количества движения описывается уравнением

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_x \approx J_{\omega} \vec{\omega}_B, \quad (7.2)$$

где $\vec{K}$ — главный момент количества движения относительно ц.м.; $\vec{M}_x = \sum \vec{M}_{Fi}$ — главный суммарный момент относительно центра масс от всех аэродинамических сил, действующих на вертолет; $\vec{\omega}_B = d\vec{\omega}_B/dt$ — угловое ускорение вертолета при вращении вокруг центра масс; J_{ω} — момент инерции вертолета относительно оси поворота (вектора $\vec{\omega}_B$).

Угловое ускорение $d\vec{\omega}_B/dt$ возникает, если $M_x \neq 0$, т. е. на вертолет действует какой-либо неуравновешенный момент, направлено оно по направлению действия этого момента аэродинамических сил, пропорционально его величине и обратно пропорционально моменту инерции вертолета относительно оси вращения.

Чтобы использовать уравнения (7.1) и (7.2) для практического анализа движения вертолета и обоснования техники пилотирования, их необходимо записать в тех системах координат, которыми пользуется летчик при пилотировании вертолета, когда визуально и с помощью приборов контролирует величины, характеризующие движение: скорость полета, курс, углы крена, тангажа и т. д.

7.3.2. Уравнения движения вертолета

Летчик в полете непосредственно контролирует величину возмущенной скорости по указателю скорости, а ее направление — по показаниям других пилотажно-навигационных приборов и визуально. Поэтому уравнение (7.1), описывающее движение центра масс вертолета, обычно записывается в проекциях на оси скоростной или траекторной системы координат.

Вращение вертолета в пространстве летчик воспринимает и контролирует по изменению углов, характеризующих расположе-

ние связанной системы координат относительно земной. Поэтому уравнение (7.2), описывающее движение вертолета вокруг ц.м., записывается в проекциях на оси связанной системы координат.

На рис. 7.6 показаны силы и моменты сил, действующие на вертолет обновинтовой схемы с крылом и килем (в соответствии с допущениями, принятыми в § 7.2). В соответствии с этой схемой сил уравнения движения ц.м. вертолета в проекциях на оси скоростной системы координат на основании уравнения (7.1) имеют вид:

$$m \frac{dV}{dt} = \sum F_x = T_x - X_{вр} - X_{кр} - G \sin \Theta; \quad (7.3)$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = \sum F_y = T_y + Y_{кр} - G \cos \Theta; \quad (7.4)$$

$$-mV \cos \Theta \frac{d\psi}{dt} = \sum F_z = \dot{T}_z - T_{p.в} - Z_{кр}. \quad (7.5)$$

Уравнение (7.3) определяет ускорение dV/dt , т. е. темп и характер изменения скорости полета по величине. Если силы, действующие вдоль оси Ox , уравновешены, т. е. $\sum F_x = 0$, то и $dV/dt = 0$, значит, величина скорости полета не изменится ($V = \text{const}$).

Движущая (пропульсивная) сила T_x в зависимости от перемещения летчиком ручки управления и, следовательно, направления сил $T_{нв}$ может быть направлена как по скорости полета, так и против. В зависимости от этого она входит в уравнение (7.3) со знаком «плюс» или «минус». Силы лобового сопротивления $X_{вр}$ и $X_{кр}$ всегда направлены против вектора возмущенной скорости, т. е. имеют знак «минус». Направление составляющей силы тяги $G \sin \Theta$ при нисходящей траектории ($\Theta < 0$) совпадает с направлением скорости, что автоматически учитывается изменением ее знака в формуле (7.3), так как в этом случае $\sin \Theta < 0$. Если $\sum F_x > 0$, выполняется разгон ($\frac{dV}{dt} > 0$), если же $\sum F_x < 0$, происходит торможение ($\frac{dV}{dt} < 0$), т. е. гашение скорости.

Уравнение (7.4) определяет ускорение $V \frac{d\Theta}{dt}$, т. е. темп и характер изменения угла наклона траектории, изменения скорости полета по направлению в вертикальной плоскости.

Подъемная сила $НВ$ T_y и крыла $Y_{кр}$ у вертолетов всегда направлена по положительному направлению оси Oy . В уравнение (7.4) не вошла подъемная сила стабилизатора ввиду ее малости по сравнению с T_y и $Y_{кр}$. Угол наклона траектории будет увеличиваться ($\frac{d\Theta}{dt} > 0$), если $\sum F_y > 0$, т. е. $T_y + Y_{кр} > G \cos \Theta$. В противном случае угол Θ уменьшается. Если $\sum F_y = 0$, то $\frac{d\Theta}{dt} = 0$ и полет происходит с постоянным углом наклона траектории.

Уравнение (7.5), как и (7.4), определяет темп изменения скорости (величину ускорения) по направлению, но в плоскости xOz , а также темп изменения путевого угла Ψ . Если $\Sigma F_z = 0$, то $\frac{d\Psi}{dt} = 0$ и путевой угол не изменится.

Для развращения уравнения (7.2) необходимо определить проекции главного момента аэродинамических сил на оси Ox_1 , Oy_1 , Oz_1 , т. е. найти суммарные моменты этих сил относительно указанных осей. В соответствии с рис. 7.6 суммы моментов ΣM_{x_1} , ΣM_{y_1} , ΣM_{z_1} , а также уравнение (7.2) в проекциях на оси связанной системы координат выглядят следующим образом (приближенно в начале вращения при малых углах крена, рыскания и тангажа):

$$J_{x_1} \dot{\omega}_{x_1} = J_{x_1} \frac{d^2 \gamma}{dt^2} = \Sigma M_{x_1} = T_{HВ} a_T + M_{x1Ш} - T_{p.в} h_{p.в} - Z_K h_K; \quad (7.6)$$

$$J_{y_1} \dot{\omega}_{y_1} = J_{y_1} \frac{d^2 \psi}{dt^2} = \Sigma M_{y_1} = M_{pHВ} - T_{p.в} l_{p.в} - Z_K l_K; \quad (7.7)$$

$$J_{z_1} \dot{\omega}_{z_1} = J_{z_1} \frac{d^2 \varphi}{dt^2} = \Sigma M_{z_1} = -T_{HВ} l_T - M_{x1Ш} + Y_{1ct} l_{ct} + M_{p.p.в} - Y_{cp} l_{cp}. \quad (7.8)$$

Уравнения (7.6) — (7.8) описывают вращение вертолета вокруг осей Ox_1 , Oy_1 , Oz_1 , проходящих через ц.м., и определяют соответственно темп изменения (угловые ускорения) угловых скоростей крена, рыскания и тангажа. В этих уравнениях плечо результирующей аэродинамической силы $T_{HВ}$ относительно центра масс в продольном направлении обозначено l_T , в поперечном — a_T . Реактивный момент РВ у большинства отечественных вертолетов направлен на кабрирование, т. е. положительный. При перемене направления вращения РВ этот момент также изменяет знак и становится пикирующим. Момент от подъемной силы стабилизатора заменен моментом от его нормальной силы Y_{1ct} . Это удобно, поскольку плечо силы Y_{1ct} остается практически неизменным, равным l_{ct} . Расстояния (величины плеч) l_{ct} , l_K , $l_{p.в}$ и l_{cp} можно считать постоянными, не зависящими от изменения центровки вертолета.

Уравнения (7.3) — (7.8) являются наиболее простыми из общих уравнений движения вертолета по траекториям, проходящим в вертикальной плоскости. Анализируя (в соответствии с этими уравнениями) движение вертолета под действием сил, показанных на рис. 7.6, можно прийти к выводу, что вертолет будет некоторое время выполнять разгон с набором высоты по криволинейной траектории, показанной штриховой линией, так как $\Sigma F_z > 0$ и $\Sigma F_y > 0$ (предполагается, что летчик удерживает вертолет от крена и скольжения). Темп изменения величины скорости полета и угла наклона траектории будет непрерывно изменяться в связи с изменением величин и соотношений сил, действующих

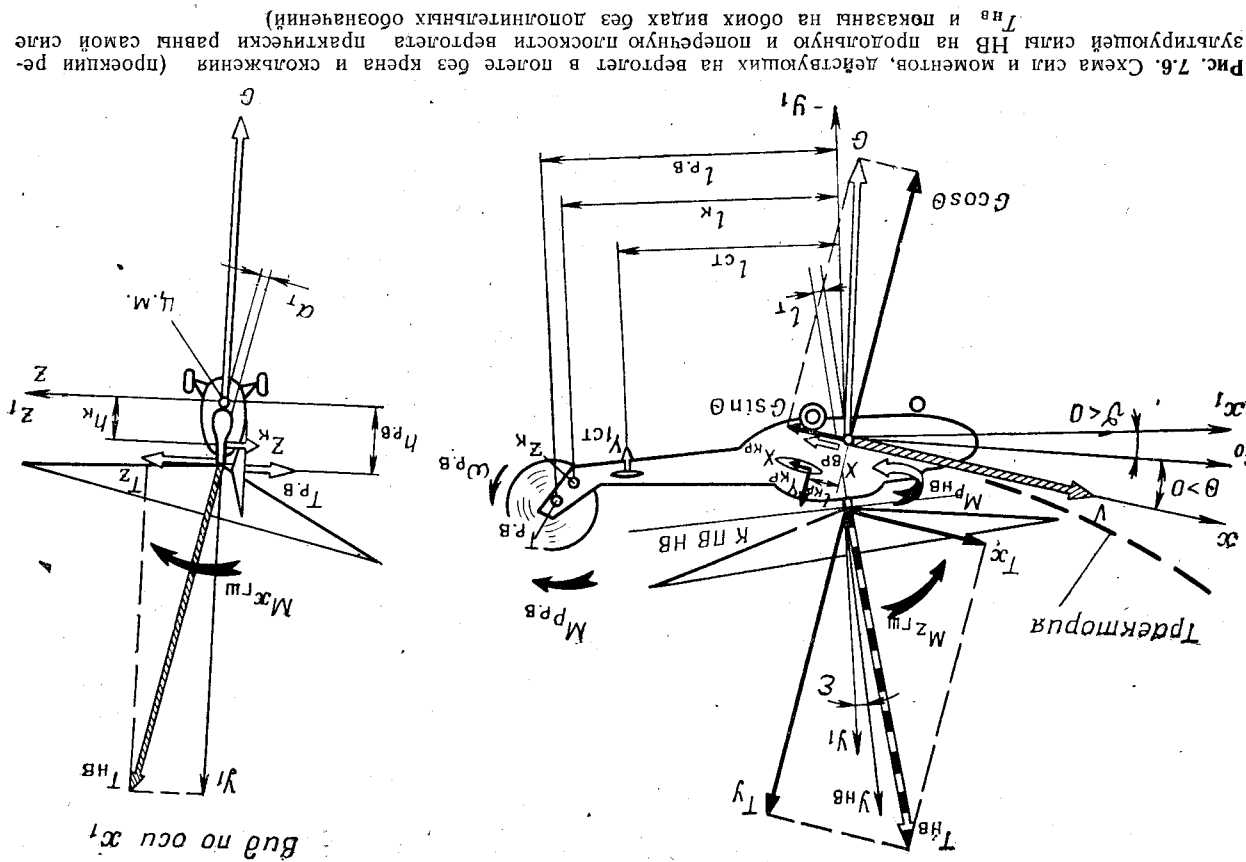


Рис. 7.6. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в полете без крена и скольжения (проекция ре- зультатирующей силы $HВ$ на продольную и поперечную плоскости вертолета практически равны самой силе $T_{HВ}$ и показаны на обоих видах без дополнительных обозначений)

вдоль осей Ox и Oy . Это объясняется как изменением угла Θ , так и возможным изменением угла тангажа вертолета.

Конкретную траекторию и высоты полета, углов Θ , ϑ и т. д.), от времени можно получить, решив систему уравнений (7.3) — (7.8) с учетом закона пилотирования, осуществляемого летчиком.

§ 7.4. ПЕРЕГРУЗКА. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ В ПЕРЕГРУЗКАХ

7.4.1. Понятие «перегрузка»

Если действующие на вертолет внешние силы не уравновешены, то возникает ускорение $d\vec{V}/dt$, т. е. изменение $\vec{V}$ в направлении действия этих сил. При этом может измениться траектория движения, причем тем резче, чем больше величина ускорения и его отклонение от направления скорости полета $\vec{V}$. Следовательно, величина $d\vec{V}/dt$ может служить одной из характеристик маневра вертолета. Сама же величина $d\vec{V}/dt$ зависит от соотношения аэродинамических сил и силы тяжести.

При наличии ускорения вследствие свойства инерции возникают силы инерции, направленные противоположно ускорению (т. е. неуравновешенной силе). Свойство инерции присуще как вертолету в целом, так и каждой отдельной его части. Поэтому, например, при разгоне, торможении вертолета или криволинейном маневре внешняя сила, вызывающая ускорение вертолета, вызывает такое же ускорение и всех размещенных в нем грузов (если грузы не перемещаются относительно ц.м., т. е. имеют ту же скорость $\vec{V}$). Возникающая при этом сила инерции груза представляет собой как бы сопротивление его массы изменению скорости движения (инертность груза). Эти силы действуют на опоры грузов, которые обычно в покое (при постоянной $\vec{V}$) воспринимают их силу тяжести. Следовательно, при наличии ускорения опора испытывает со стороны груза силу, отличающуюся от его силы тяжести $G_{гр}$. Важно знать, на сколько возрастает или уменьшается сила действия на опору по сравнению с величиной $G_{гр}$. Для этого опять-таки надо сравнить аэродинамические силы с силой тяжести. Так возникает понятие «перегрузка».

Перегрузкой вертолета n в полете называется отношение результирующей всех аэродинамических (иногда говорят «поверхностных») сил к величине тяжести вертолета:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_в}{G}. \quad (7.9)$$

Величина и направление перегрузки соответствуют величине и направлению силы $\vec{R}_в$.

Итак, вектор перегрузки может характеризовать маневренность вертолета, а также силовое взаимодействие отдельных его частей и грузов.

7.4.2. Уравнения движения в перегрузках

В общем случае вектор перегрузки дает три проекции (составляющие) на оси координат.

Проекция вектора n на оси скоростной системы координат $Ox; y; z$ называются тангенциальной n_x , нормальной скоростью n_y и боковой n_z перегрузками. Исходя из схемы сил, действующих на вертолет в скоростных осях (рис. 7.6), можно написать:

$$n_x = \frac{T_x - X_{вр} - X_{кр}}{mg}; \quad (7.10)$$

$$n_y = \frac{T_y + Y_{кр}}{mg}; \quad (7.11)$$

$$n_z = \frac{T_z - T_{р.в} - Z_{\alpha}}{mg}. \quad (7.12)$$

Проекции вектора перегрузки на оси связанной системы координат $Ox; y; z$ называются продольной n_x , нормальной n_y и поперечной n_z перегрузками. Выражения для n_x , n_y , n_z можно получить аналогично формулам (7.10) — (7.12), если определить суммы проекций аэродинамических сил на связанные оси координат.

Учитывая, что оси связанной системы координат повернуты относительно скоростной на углы атаки α и скольжения β , можно определить связь между составляющими перегрузки в этих системах координат. Так, при полете без скольжения

$$n_x = n_x \cos \alpha - n_y \sin \alpha; \quad (7.13)$$

$$n_y = n_y \cos \alpha + n_x \sin \alpha; \quad (7.14)$$

$$n_z = n_z = 0. \quad (7.15)$$

Разделив левые и правые части уравнений (7.3) — (7.5) на величину силы тяжести вертолета $G = mg$, получим уравнения движения ц.м. в перегрузках:

$$\frac{1}{g} \frac{dV}{dt} = n_x - \sin \Theta; \quad (7.16)$$

$$\frac{V}{g} \frac{d\Theta}{dt} = n_y - \cos \Theta; \quad (7.17)$$

$$\frac{V \cos \Theta}{g} \frac{d\psi}{dt} = -n_z. \quad (7.18)$$

Как видно, от значения перегрузки n_x зависит темп изменения скорости полета по величине, а от перегрузок n_y и n_z — по направлению.

Действие перегрузок воспринимается летчиком по направлениям связанных осей координат, т. е. по расположению летчика в кабине. В этих же осях измеряют величины продольной и нормальной перегрузок специальные приборы — акселерометры, устанавливаемые на борту некоторых вертолетов.

Исходя из физического смысла перегрузки и ее математического выражения, можно объяснить ощущения летчика при возмущении перегрузки. При положительной продольной перегрузке (точнее, $n_x > \sin \Theta$) инерционные силы прижимают летчика к спинке сиденья, при положительной нормальной ($n_y > \cos \Theta$) — к чашке сиденья и при положительной поперечной — отклоняют летчика к левому борту.

Так, при $n_y = 2$ чашка сиденья давит на летчика снизу с силой, в два раза превышающей силу тяжести летчика. Летчик ощущает как бы удвоение собственной силы тяжести.

7.4.3. Располагаемые и допустимые перегрузки

Величина и направление силы $\vec{R}_в$ могут быть различными, следовательно, разными будут и перегрузки. Различают располагаемые и допустимые величины перегрузок.

Располагаемой перегрузкой n_p называется максимальное значение перегрузки (или ее составляющей), которое может быть получено на вертолете. Так как главной составной частью силы $\vec{R}_в$ является результирующая аэродинамическая сила НВ $\vec{T}_{НВ}$ ($\vec{R}_{НВ}$), величины располагаемых перегрузок, особенно нормальных, определяются, в сущности, максимально возможной величиной силы $\vec{T}_{НВ}$. Ее величина различна в различных условиях по высоте и скорости полета, возможной продолжительности поддержания и т. д. Например, при постоянной подводимой мощности и угле атаки НВ сила $\vec{T}_{НВ}$ (и перегрузка) достигает наибольшего значения на скорости полета 100—120 км/ч (гл. 4). Поэтому наибольшие длительные значения n_p будут именно в этом диапазоне скоростей. Величина n_p зависит также от запаса по шагу НВ, т. е. от того, на сколько можно увеличить $\varphi_{сш}$ по сравнению с установившимся полетом без сильного развития зон срыва потока и тряски вертолета. По мере увеличения высоты полета уменьшается располагаемая мощность N_p и ее не всегда достаточно, чтобы снять с винта максимально возможную тягу. Кроме того, при увеличении высоты полета возрастает шаг НВ и уменьшается запас по $\varphi_{оп}$.

Следовательно, величина n_p может ограничиваться как аэродинамическими данными НВ, так и мощностью силовой установки.

При увеличении высоты полета величины n_p уменьшаются. Они зависят также от атмосферных условий, оказывающих влияние на величину N_p .

У вертолетов максимальные значения располагаемой нормальной перегрузки при нормальной полетной массе обычно не превышают 2,0—2,5.

Для сравнения можно отметить, что на самолетах ИА и ИБА можно получить нормальную перегрузку до 7—8 и более. Это значит, что величина подъемной силы у таких самолетов может превышать их силу тяжести в 7—8 раз и при полетной массе самолета, например, 10 000 кг составлять до 70 000—80 000 кгс.

Величины располагаемых перегрузок зависят от массы вертолета. Например, при одной и той же величине T_y , величина располагаемой нормальной перегрузки n_y будет тем больше, чем меньше масса вертолета, так как $n_y = T_y / mg$.

Величины n_p определяют маневренные свойства вертолетов. Так, чем больше n_{px} тем быстрее может быть выполнен разгон вертолета, а чем больше n_{py} , тем сильнее возможный темп искривления траектории. Располагаемые перегрузки разрешаются использовать в полной мере, если они не превосходят допустимых.

Допустимой перегрузкой $n_{доп}$ называется максимальное значение перегрузки (или ее составляющей), которое допускается при эксплуатации (полете) вертолета. Допустимые перегрузки летательных аппаратов ограничиваются прочностью их конструкций, особенностями пилотажных характеристик на некоторых режимах, физиологическими возможностями экипажа, условиями надежной работы и применения различных агрегатов и систем (например, вооружения) и т. д.

У вертолетов величины $n_{доп}$ ограничиваются главным образом по прочности конструкции лопастей НВ. При этом ограничивается величина n_y , поскольку эта составляющая n может быть значительно больше, чем n_x и n_z . Максимальная эксплуатационная перегрузка, допустимая по прочности конструкции, обозначается $n_{y_{max}}$. Например, у вертолетов Ми-8 и Ми-6 при нормальной полетной массе $n_{y_{max}} = 2$.

При изменении полетной массы m допустимая перегрузка $n_{y_{max}}$ увеличивается или уменьшается пропорционально отношению $m_{норм}/m$.

балансировочным, а соответствующие положения рычагов управления и вертолета — балансировочными.

Полет вертолета в состоянии равновесия, т. е. полет с постоянной по величине и направлению скоростью $\vec{V}$, называется установившимся. Иными словами, установившимся называется полет при отсутствии ускорения. Установившимися могут быть: горизонтальный полет, висение, набор высоты или снижение с различными (но постоянными) углами наклона траектории. Во всех случаях установившийся полет представляет собой прямолинейное движение с неизменной величиной скорости.

Не установившимся называется полет с переменной по величине или направлению скоростью, т. е. полет при наличии ускорения (разгон или торможение в горизонтальном полете, криволинейные маневры, взлет, посадка вертолета и т. д.). Не установившиеся режимы полета обычно являются переходными от одного установившегося режима полета к другому.

Для изучения условий балансировки и пилотирования вертолета на различных режимах полета необходимо развернуть, т. е. спроектировать векторные уравнения (8.1) и (8.2) на оси выбранных систем координат. Фактически для полета в вертикальной плоскости это сделано при развертывании правых частей уравнений (7.1) и (7.2) в уравнения (7.3) — (7.8). Анализ этих уравнений, т. е. анализ влияния и взаимодействия сил и моментов, действующих на вертолет, получается более наглядным при наличии соответствующих схем сил. Условия равновесия вертолета едины для всех установившихся режимов полета. Поэтому одинакова и методика построения схем сил.

8.1.2. Методика построения схем сил и моментов, действующих на вертолет

Построение схем сил, действующих на вертолет на различных режимах установившегося полета в вертикальной плоскости, осуществляется при тех же допущениях, что и в § 7.2: ввиду малости углов крена и скольжения их величинами можно пренебречь и считать $\gamma \approx 0$ и $\beta \approx 0$; ввиду малости углов δ_x и δ_z можно считать, что сила $T_{\text{нв}}$ при виде сбоку и сзади изображается в плоскости чертежа (рис. 7.6). Кроме того, будет рассматриваться вертолет без крыла и хвоста, чтобы принципы построения схемы сил показать более четко и просто в их главных чертах.

Наиболее полно и вместе с тем наиболее сложно схема сил представляется при виде сбоку. Поэтому в дальнейшем основное внимание уделяется порядку построения схемы сил при виде сбоку.

На рис. 8.1 для двух случаев — набора высоты и снижения вертолета показана последовательность работы по построению схем сил:

1. Обозначить центр масс вертолета (точка O) и показать вектор скорости полета $\vec{V}$ (рис. 8.1, а).

Глава 8

РАВНОВЕСИЕ, УСТОЙЧИВОСТЬ И УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

§ 8.1. ПОНЯТИЕ «РАВНОВЕСИЕ ВЕРТОЛЕТА»

8.1.1. Общие условия равновесия

Равновесием вертолета называется такое его состояние, при котором все действующие на вертолет внешние силы и их моменты уравновешены, т. е. их суммы равны нулю:

$$\sum \vec{F}_{\text{вн}} = 0 \quad (8.1)$$

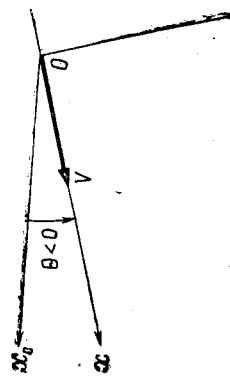
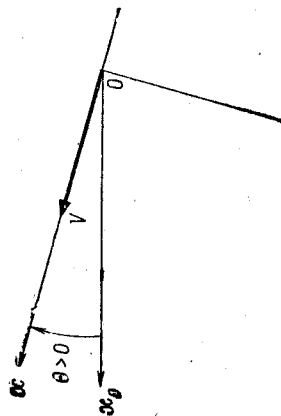
$$\sum \vec{M}_{\text{вн}} = 0. \quad (8.2)$$

и

При уравновешивании внешних сил, как следует из уравнения (8.1), ускорение $\frac{d\vec{V}}{dt} = 0$, т. е. вертолет (его центр масс) движется

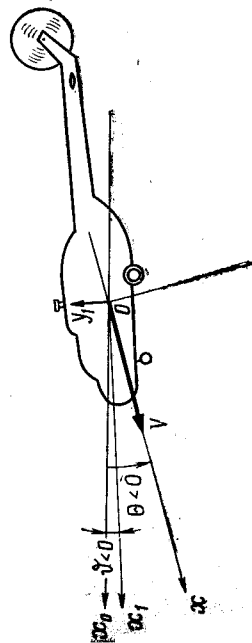
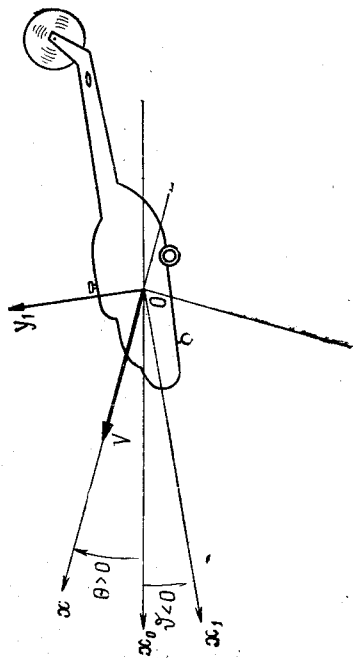
равномерно и прямолинейно, скорость полета неизменна по величине и направлению: $\vec{V} = \text{const}$. В частном случае может быть $V = 0$ (висение в штиль). Достигнутое в какой-то момент равновесие внешних сил может длиться лишь кратковременно, если не выполняется условие (8.2). Ведь внешние силы (за исключением силы тяжести), как правило, не проходят через центр масс вертолета, следовательно, они образуют моменты относительно ц. м., стремящиеся развернуть вертолет в пространстве. Величина и направление аэродинамических сил зависят от углов атаки и скольжения, поэтому при неизменной скорости полета достигнутое условие (8.1), т. е. равновесие сил, будет сохраняться лишь до тех пор, пока вертолет сохраняет свою ориентацию, не поворачивается относительно вектора скорости (воздушного потока). Для этого необходимо, чтобы сумма моментов относительно ц. м. (вектор главного момента) всех сил, действующих на вертолет, равнялась нулю, т. е. к условию (8.1) необходимо добавить условие равновесия моментов (8.2). Пока выполняются эти условия, вертолет будет находиться в состоянии полного равновесия, или, как говорят, будет полностью сбалансирован.

Балансировкой называется процесс управления, в ходе которого летчик добивается полного равновесия вертолета, т. е. выполнения условий (8.1) и (8.2). Для этого, воздействуя на рычаги управления, летчик изменяет направление силы $T_{\text{нв}}$ ($\vec{R}_{\text{нв}}$) и величины сил $T_{\text{нв}}$ и $T_{\text{р.в}}$. Угол между вектором силы $T_{\text{нв}}$ и осью вала винта при достижении равновесия вертолета называется



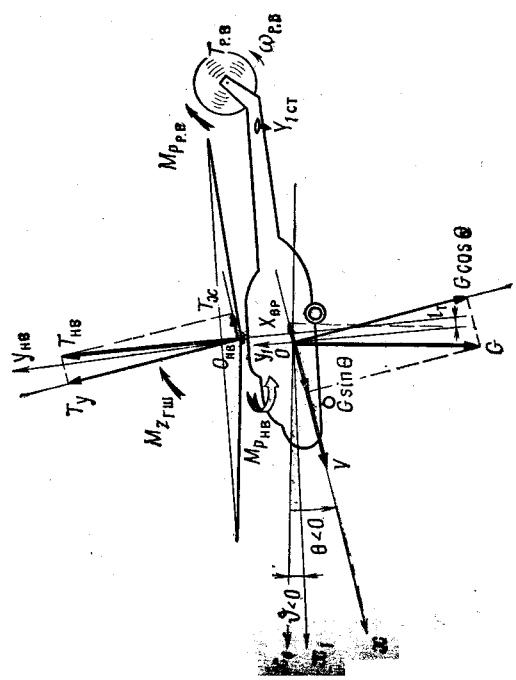
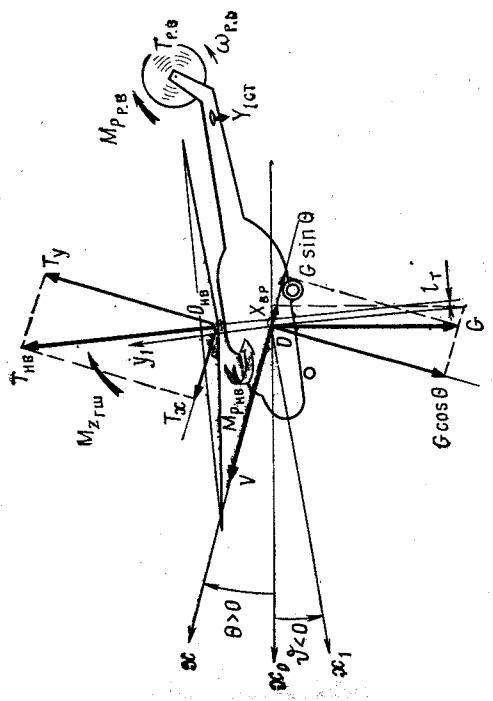
a

Рис. 8.1. Порядок построения схемы



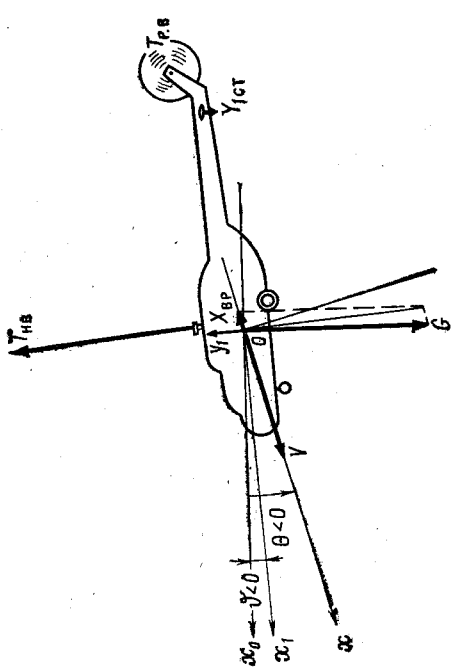
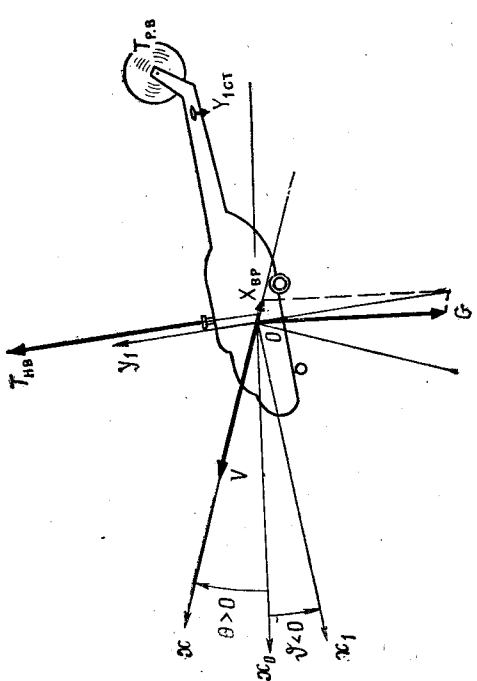
б

действующих на вертолет



2.1

Продолжение



6

2. Провести ось Ox_0 , оси скоростной системы координат Ox и Oy , показать угол наклона траектории Θ (рис. 8.1, а). Ось Ox целесообразно проводить в обе стороны от точки O , ось Oy — в нижнем (отрицательном) направлении.

3. Провести оси связанной системы координат Ox_1 и Oy_1 , показать угол тангажа и нарисовать силуэт вертолета (рис. 8.1, б). Угол ϑ на установившихся режимах полета вертолета со скоростями 100—150 км/ч и более обычно отрицателен, уменьшается по мере увеличения скорости полета. При задних центроуказателях малых скоростях полета (до 80—100 км/ч) угол тангажа увеличивается и обычно становится положительным, равным $+2 \div +6^\circ$ и более. Силуэт вертолета целесообразно выполнять по его трафарету, располагая центр втулки (точка $O_{\text{НВ}}$) несколько позади оси Oy_1 . Тем самым обеспечивается изображение схемы сил при наиболее обычной передней центровке вертолета.

4. Показать силы $\vec{G}$, $\vec{X}_{\text{вр}}$, $\vec{T}_{\text{р. в}}$, $\vec{Y}_{\text{гст}}$, а также определить величину и направление силы $\vec{T}_{\text{НВ}}$ ($\vec{R}_{\text{НВ}}$) (рис. 8.1, в).

Сила тяжести $\vec{G}$ направлена по местной вертикали вниз, сила $\vec{X}_{\text{вр}}$ — всегда против направления $\vec{V}$. При наборе высоты эту силу целесообразно рисовать с небольшим смещением над осью Ox . Сила $T_{\text{р. в}}$ в моторном полете направлена влево, при виде слева проектируется в виде точки (острия вектора) в кружке, расположенной в центре втулки РВ. Сила $\vec{Y}_{\text{гст}}$ в моторном полете направлена вниз.

Сила $\vec{T}_{\text{НВ}}$ по величине равна результирующей сил $\vec{G}$ и $\vec{X}_{\text{вр}}$, но направлена в противоположную сторону: $\vec{T}_{\text{НВ}} = -(\vec{G} + \vec{X}_{\text{вр}})$. Это вытекает из условия (8.1). Поэтому, чтобы найти силу $T_{\text{НВ}}$, необходимо мысленно или так, как показано на рис. 8.1, в тонкими штриховыми линиями, найти диагональ параллелограмма, построенного на сторонах $\vec{G}$ и $\vec{X}_{\text{вр}}$, затем из центра втулки НВ (точки $O_{\text{НВ}}$) провести силу $\vec{T}_{\text{НВ}}$, параллельную этой диагонали и равную ей по величине. Сама диагональ используется для показа $l_{\text{т}}$ — плеча силы $\vec{T}_{\text{НВ}}$ относительно ц. м. (оси O_z). После нахождения $\vec{T}_{\text{НВ}}$ показывается конус НВ так, чтобы его основание было перпендикулярно силе $\vec{T}_{\text{НВ}}$.

5. Найти проекции сил $\vec{G}$ и $\vec{T}_{\text{НВ}}$ на скоростные оси и показать моменты $M_{\text{рнв}}$, $M_{\text{гш}}$ и $M_{\text{рр. в}}$ (рис. 8.1, г).

На основе построенной схемы сил по типу рис. 8.1 выполняется изображение схемы сил при виде сзади, как показано на рис. 7.6. Необходимые пояснения для этого даны в § 7.3 при описании рис. 7.6. Построение схем сил для установившихся режимов полета выполняется по такой же методике. Только в случае криволинейных маневров необходимо нанести вначале предполагаемую

траекторию движения вертолета, а затем выбрать положение ц. м. и т. д. Кроме того, полученную силу $\vec{T}_{\text{НВ}}$ следует несколько изменить по величине или (и) направлению так, чтобы изменившиеся величины ее проекций T_x и T_y обозначали потребное направление ускорения.

В соответствии с характером фиксируемых летчиком отклонений вертолета и его действий по управлению вертолетом при балансировке различают продольное, поперечное и путевое движение, равновесие и балансировку. Последние два вида движения ввиду их тесной взаимосвязи обычно объединяются под названием «боковое движение (равновесие)».

§ 8.2. ПРОДОЛЬНОЕ РАВНОВЕСИЕ

8.2.1. Условия продольного равновесия

Условиями продольного равновесия являются: уравновешивание сил в продольной плоскости x_1Oy_1 и продольных моментов (т. е. моментов сил, действующих относительно поперечной оси Oz_1). При $\gamma \approx 0$ и $\beta \approx 0$ условия продольной балансировки выглядят так:

$$\sum F_x = 0; \quad (8.3)$$

$$\sum F_y = 0; \quad (8.4)$$

$$\sum M_z = 0. \quad (8.5)$$

Силы и моменты, действующие в продольной плоскости при равновесии вертолета, показаны на рис. 8.1, г.

Кроме того, у некоторых вертолетов в продольной плоскости действует также сила тяги газотурбинных двигателей, дающая момент $M_{\text{гдв}}$ относительно оси Oz_1 , а сила $X_{\text{вр}}$ образует момент $M_{\text{зф}}$ за счет смещения ее линии действия от ц. м.

У вертолетов с крылом действуют еще подъемная сила и сила лобового сопротивления крыла, также образующие моменты относительно оси Oz_1 . Учет всех этих сил не представляет принципиальных трудностей, но удлиняет уравнения.

Ограничившись силами и моментами, показанными на рис. 8.1, г, можно развернуть уравнения (8.3) — (8.5):

$$\sum F_x = \pm T_x - X_{\text{вр}} - G \sin \Theta = 0 \quad (\text{условие } V = \text{const}); \quad (8.6)$$

$$\sum F_y = T_y - G \cos \Theta = 0 \quad (\text{условие } \Theta = \text{const}); \quad (8.7)$$

$$\sum M_z = -T_{\text{НВ}} l_{\text{т}} + M_{\text{гш}} + M_{\text{рр. в}} + Y_{\text{гст}} l_{\text{гст}} = 0 \quad (\text{условие } \vartheta = \text{const}). \quad (8.8)$$

Таковы условия продольного равновесия, которые должен выдерживать летчик, балансируя вертолет в установившемся режиме полета. Выполнение первого условия (8.6) обеспечивает постоянство скорости по величине, второго — постоянство угла на-

клоне траектории (направления скорости), третьего — постоянно угла тангажа вертолета. Движущая сила T_x при снижении с малыми углами наклона траектории может быть направлена вперед по полету, а не назад, как на рис. 8.1, г. Сила Y_{1ct} в уравнении баланса сил не вошла ввиду малости.

Летчик балансирует вертолет в продольном отношении, устанавливая необходимую величину силы $T_{HВ}$ с помощью рычага общего шага $HВ$, и ее направление — продольными перемещениями ручки управления.

8.2.2. Балансировочный угол

В соответствии с рис. 8.2 плечо силы $T_{HВ}$ относительно оси Oz_1

$$l_t = OO_{HВ} \sin(a_1 + \delta_z - \delta_r) \approx y(a_1 + \delta_z - \delta_r), \quad (8.9)$$

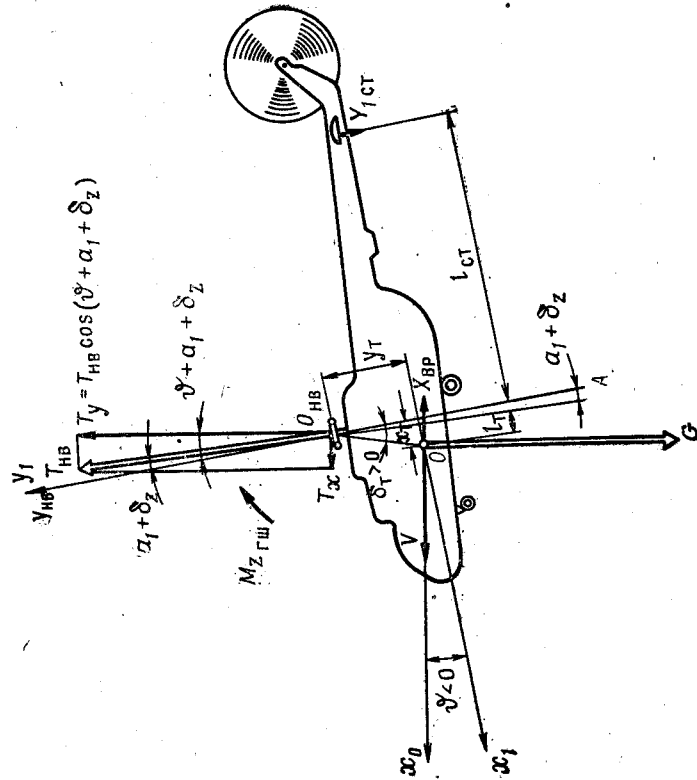


Рис. 8.2. Упрощенная схема продольной балансировки

где δ_r — угол центровки, т. е. угол между осью вала винта и направлением из центра втулки $HВ$ на центр масс (угол $OO_{HВ}A$); положительный при $x_r > 0$.

Тогда, учитывая, что знак продольного момента тангажа от силы $T_{HВ}$ определяется знаком суммы $(a_1 + \delta_z - \delta_r)$, уравнение (8.8) можно записать в следующем виде:

$$T_{HВ} y_t (a_1 + \delta_{z16} - \delta_{cr}) + M_{z_{гш}} + M_{p.p.v} + Y_{1ct} l_{ct} = 0. \quad (8.10)$$

В уравнении (8.10) величина угла отклонения силы $T_{HВ}$ (оси конуса $HВ$) вследствие управления летчиком от АП, соответствующая балансировке вертолета (балансировочным отклонением ручки, кольца АП), обозначена δ_{z6} . Величина потребного балансировочного угла δ_{z6} в соответствии с равенством (8.10) выражается следующей формулой:

$$\delta_{z6} = \delta_r - a_1 - \frac{1}{T_{HВ} y_t} (M_{z_{гш}} + M_{p.p.v} + Y_{1ct} l_{ct}). \quad (8.11)$$

Если бы на вертолет действовали только две силы G и $T_{HВ}$, балансировочный угол на висении в штиль был бы всегда равен углу центровки δ_r и равновесие вертолета наступало бы при угле тангажа $\vartheta = -\delta_r$. Слагаемые, стоящие в скобках формулы (8.11) и поделенные на $T_{HВ} y_t$, выражают собой потребные отклонения тяги для парирования того или иного момента. Например, величина $M_{p.p.v}/T_{HВ} y_t$ показывает изменение балансировочного угла (по сравнению с δ_r) за счет влияния рулевого винта и т. д. Для расчета величины δ_{z6} в формулу (8.11) необходимо подставить значения сил и моментов, соответствующих конкретным режимам полета вертолета.

Покажем это на упрощенном примере. Учитывая момент $M_{z_{гш}}$ путем увеличения y_t до y_s (см. § 8.5) и пренебрегая моментом от $PВ$ ($M_{p.p.v} \approx 0,02 - 0,03 M_{HВ}$), а также считая оси Oy_1 и $O_{HВ}$ совпадающими, запишем условия балансировки (8.6) — (8.8) для горизонтального полета вертолета (рис. 8.2).

Сумма проекций сил на вертикаль

$$T_{HВ} \cos(\vartheta + a_1 + \delta_z) - G = 0. \quad (8.12)$$

Сумма проекций сил на земную ось X_0

$$-T_{HВ} \sin(\vartheta + a_1 + \delta_z) - X_{вр} = 0. \quad (8.13)$$

Сумма моментов относительно оси Oz_1

$$T_{HВ} y_s (a_1 + \delta_{z6} - \delta_r) + Y_{ct} (l_{ct} + x_r) = 0. \quad (8.14)$$

Выражения (8.13) и (8.14) можно переписать в виде:

$$\vartheta + a_1 + \delta_z + k_{вр} V^2 = 0; \quad (8.15)$$

$$a_1 y_s + \delta_{z6} y_s - x_r + k_{ct} V^2 = 0, \quad (8.16)$$

$$\text{где } k_{вр} = \frac{0,64 \sigma_{вр}}{G} \rho; \quad x_r \approx y_s \delta_r; \quad k_{ct} = \frac{C_{y,ct}}{2G} \rho (l_{ct} + x_r).$$

С учетом того, что при малых $(\vartheta + a_1 + \delta_z) T_{HВ} \approx G$, угол отклонения силы $T_{HВ}$ назад (вперед) складывается из угла естественного завала конуса $a_1 = a_1' V$ (пропорционального скорости косой

обдувки) и угла завала от автомата перекоса $\delta_z = -D_1 x$ (x — угол отклонения кольца АП, D_1 — коэффициент передачи):

$$a_1 + \delta_z = a_1 V - D_1 x. \quad (8.17)$$

Тогда система уравнений (8.15) и (8.16) примет вид:

$$\left. \begin{aligned} \vartheta + a_1 V - D_1 x + k_{\text{вп}} V^2 &= 0; \\ y_s (a_1 V - D_1 x_0) - x_t + k_{\text{ст}} V^2 &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (8.18)$$

Из системы следует, что для каждого значения скорости полета и заданного угла атаки стабилизатора имеется свой угол балансировки δ_{z6} и угол тангажа вертолета ϑ_6 , при которых балансируется вертолет. Решения системы (8.18) имеют вид:

$$\delta_{z6} = \frac{x_t}{y_s} - a_1 V - k_{\text{ст}} V^2, \quad \frac{1}{y_s} = -D_1 x_0; \quad (8.19)$$

$$\vartheta_6 = -\frac{x_t}{y_s} - k_{\text{вп}} V^2 + k_{\text{ст}} V^2 \frac{1}{y_s}. \quad (8.20)$$

8.2.3. Балансировочные кривые

Уравнение (8.19) определяет зависимость балансировочного угла δ_{z6} (и x_0 — отклонения кольца АП), т. е. хода ручки от скорости полета. Эта зависимость называется балансировочной

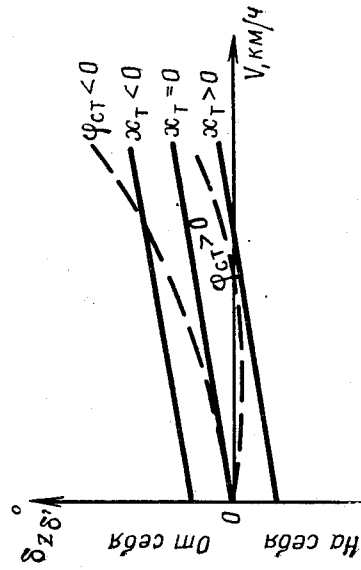


Рис. 8.3. Теоретические балансировочные кривые (пунктир — с учетом стабилизатора)

кривой. Уравнение (8.20) определяет балансировочную кривую по тангажу. На рис. 8.3 показаны балансировочные кривые, рассчитанные по уравнению (8.19) без учета наличия стабилизатора (сплошные линии) и с учетом стабилизатора (пунктир). Нелинейность в последнем случае объясняется увеличением эффективности стабилизатора по мере роста скорости полета.

Каждое значение угла наклона кольца АП достигается при вполне определенном отклонении ручки управления, поэтому балансировочные кривые на рис. 8.3 могут рассматриваться (только в ином масштабе) как зависимости потребного хода ручки от скорости полета. Взаимосвязь между положением ручки и кольца АП выбирается такой, чтобы на средних скоростях полета, на которых вертолет долетит всего летает, ручка управления занимала бы положение, близкое к нейтральному, наиболее удобному для летчика. На малых скоростях ручка должна быть отклонена на себя, причем должен обеспечиваться достаточный запас ее хода на себя на висении с предельно передней центровкой и попутным ветром. С увеличением скорости ручка отклоняется вперед, причем тем больше, чем большую скорость полета требуется выдерживать.

Уравнение (8.19) и балансировочные кривые показывают, на сколько для продольной балансировки при увеличении скорости полета необходимо увеличивать отклонение вперед кольца АП. При этом вертолет опускает и нос, т. е. балансировочный угол тангажа все более уменьшается. При передней центровке угол δ_{z6} меньше, при задней — больше (балансировочные кривые сдвигаются эквидистантно вниз при $x_t > 0$ или вверх при $x_t < 0$). Возможности отклонения силы $T_{\text{нв}}$ от оси вала НВ невелики, всего в пределах 13—17°. Поэтому и возможный диапазон изменения углов тангажа в сбалансированном положении тоже мал. В результате у вертолета в отличие от самолета углы тангажа почти одинаковы на всех режимах установившегося полета независимо от угла наклона траектории к горизонту.

8.2.4. Влияние стабилизатора

Наличие стабилизатора и величина его установочного угла $\varphi_{\text{ст}}$ (определяющаяся при прочих равных условиях величиной $k_{\text{ст}}$) иг-

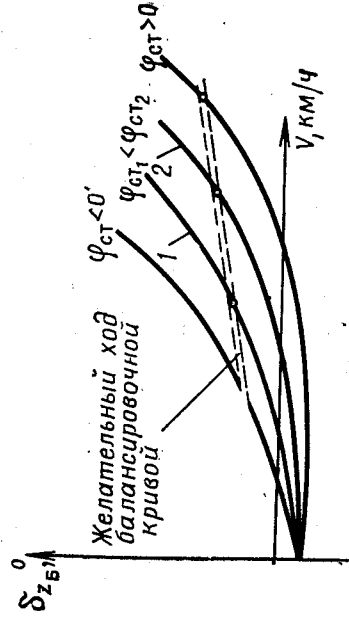


Рис. 8.4. Балансировочные кривые при различных углах установочного стабилизатора

нают существенную роль в балансировке вертолета. Чем больше установочный угол стабилизатора, тем меньше должно быть отклонение кольца АП для балансировки вертолета (рис. 8.4, кривые 1, 2, 3).

вые 1, 2). Это объясняется уменьшением кабрирующего момента стабилизатора при увеличении $\varphi_{ст}$. Как следует из рис. 8.4, установочные углы стабилизатора желательно изменять в зависимости от режима полета, определяемого величиной общего шага НВ и отклонением ручки управления. Поэтому в настоящее время на

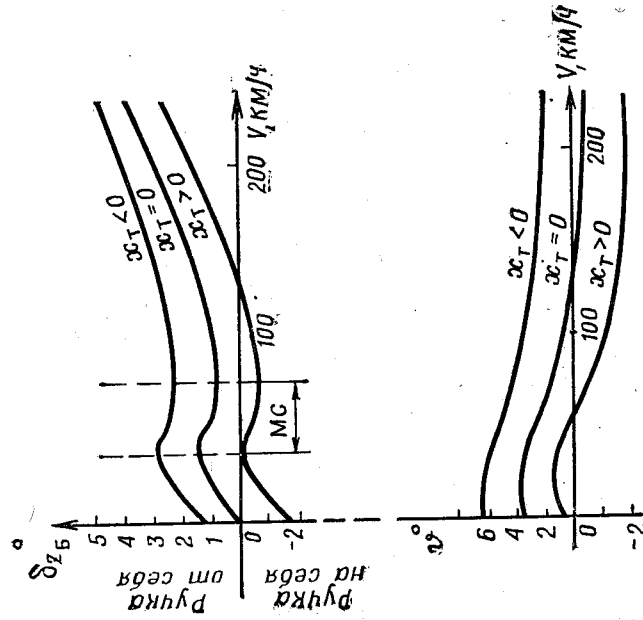


Рис. 8.5. Типичные балансирующие кривые вертолета

вертолетах устанавливаются стабилизаторы с изменяемым в полете углом установок. Управление стабилизатором обычно обложено с управлением общим шагом по принципу «носик стабилизатора ходит за рычагом общего шага», т. е. при увеличении общего шага НВ увеличивается и установочный угол стабилизатора. При этом $M_{z_{ст}}$ изменяется в сторону пикирования, противодействуя приращению кабрирующего момента НВ при росте $\varphi_{ст}$ и V . Управляемый стабилизатор при полете вперед уменьшает отклонение кольца АП и ручки управления, необходимое для продольной балансировки вертолета, что способствует увеличению запаса хода ручки (запаса управления) от себя. На висении же, если стабилизатор находится в струе от НВ, требуется дополнительное отклонение ручки вперед для парирования его кабрирующего момента. Обычно максимальный индуктивный поток потока дает на стабилизатор не на висении, а при малой скорости полета вперед — 20—30 км/ч ($\mu \approx 0,05$) и создает наибольший кабрирующий момент $M_{z_{ст}}$. При дальнейшем увеличении скорости полета

увеличивается скос струи НВ и происходит уменьшение индуктивных скоростей в зоне стабилизатора, сопровождаемое уменьшением его кабрирующего момента (несмотря на рост суммарной воздушной скорости).

Приведенный выше вывод уравнений балансирующих кривых позволяет выполнить в основном качественный анализ условий балансировки и способствует пониманию физической сущности явлений. Реальные балансирующие кривые вертолетов получают окончательно в летных испытаниях. Такие кривые показаны на рис. 8.5. В области малых скоростей (диапазон MC) производная $M'_{z_{ст}}$, т. е. наклон балансирующей кривой по скорости полета, отрицательна. Такой характер балансирующих кривых в указанном диапазоне скоростей объясняется в основном уменьшением кабрирующего момента от силы $Y_{ст}$ за счет выхода стабилизатора из струи НВ, а также уменьшением темпа роста естественного завала конуса по мере роста скорости полета (рис. 4.17).

Напомним, что балансирующие кривые указывают положение рычагов управления для скоростей установившегося режима полета. Из рис. 8.5 видно, например, что на скорости 50 км/ч ручка держится более от себя, чем на скорости 70 км/ч. Но это совсем не означает, что для разгона вертолета со скорости 50 км/ч надо ручку брать на себя.

8.2.5. Влияние продольной центровки

На условия балансировки вертолета существенное влияние оказывает его продольная центровка, так как при ее изменении изменяется плечо силы $T_{НВ}$. Это изменяет продольный момент $T_{НВ}l$, и приводит к необходимости изменения балансирующего положения ручки управления. Из рис. 8.5 видно, на сколько запас управления от себя уменьшается по мере увеличения скорости горизонтального полета и сдвига центровки назад. Поэтому знание центровки вертолета должно быть в определенных пределах, обеспечивающих достаточный запас управления. Эти пределы указываются конкретно в Инструкции экипажу для каждого типа вертолета.

Если при загрузке груз добавляется спереди от ц.м. пустого вертолета, центровка становится более передней, если груз добавляется сзади, — более задней. Эти изменения центровки трудно рассчитать. Например, при добавлении груза ΔG на расстоянии x_1 от оси вала НВ (рис. 8.6) центровка смещается на величину Δx , которую можно найти из условия положения равнодействующей $G + \Delta G$:

$$(G + \Delta G) \Delta x = \Delta G (x_{т_0} + x_1), \quad (8.21)$$

откуда

$$\Delta x = \frac{x_{т_0} + x_1}{1 + \frac{\Delta G}{G}}.$$

Новое значение центровки x_1 будет равно

$$x_1 = x_{10} + \Delta x. \quad (8.22)$$

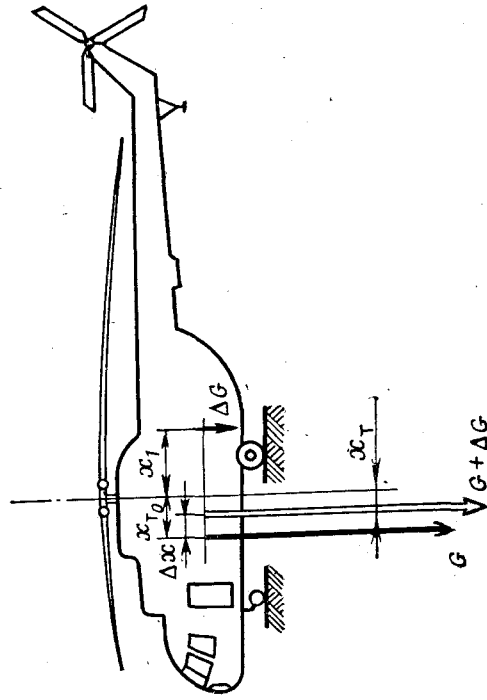


Рис. 8.6. К расчету изменения центровки вертолета

8.2.6. Правила загрузки вертолета

Для сохранения центровки вертолета в допустимых пределах при загрузке вертолета по правому борту грузовой кабины нанесены специальная разметка: линия оси вала НВ и метки, ограни-

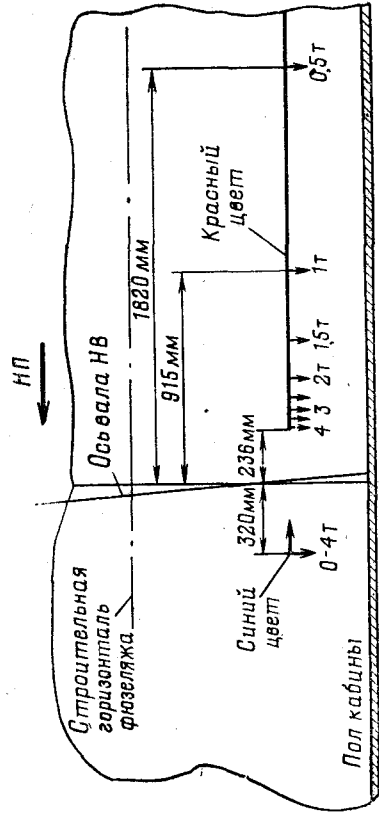


Рис. 8.7. Разметка грузовой кабины вертолета Ми-8Т

ничающие допустимые положения ц.м. грузов различной массы (рис. 8.7). Чем тяжелее груз, тем ближе к оси вала НВ он должен размещаться. Груз надо располагать так, чтобы его центр масс

находился между синей и красной стрелками с цифрами, соответствующими массе груза. Например, ц.м. груза массой 4 т должен располагаться между синей стрелкой и красной стрелкой с обозначением «4 т». Загружать несколько грузов надо так, чтобы их общий центр масс располагался между синей и красной стрелками, соответствующими массе данных грузов.

Для быстрого определения центровки вертолета при различных вариантах загрузки пользуются специальными центровочными графиками (номограммами).

§ 8.3. БОКОВОЕ РАВНОВЕСИЕ

8.3.1. Условия бокового равновесия

Боковое равновесие достигается при уравнивании сил, действующих вдоль боковой оси, а также поперечных (кренящих) и путевых (курсовых) моментов этих сил:

$$\sum F_z = 0 \quad (\text{условие } \Psi = \text{const}); \quad (8.23)$$

$$\sum M_x = 0 \quad (\text{условие } \gamma = \text{const}); \quad (8.24)$$

$$\sum M_y = 0 \quad (\text{условие } \psi = \text{const}). \quad (8.25)$$

Выполнение условия (8.23) обеспечивает постоянство угла пути, выполнение условия (8.24) — постоянство угла крена, выполнение условия (8.25) — постоянство угла рыскания (компасного курса, или, как говорят, магнитного курса — МК).

Иногда рассматриваются отдельно поперечное и путевое равновесия, объединяя соответственно уравнение (8.23) с уравнением (8.24) или (8.25). Однако у вертолета одновинтовой схемы выполнение условий поперечного равновесия существенно сказывается на условиях путевого, и наоборот. Поэтому условия поперечного и путевого равновесия целесообразно рассматривать совместно, объединяя под название «боквое равновесие».

На рис. 8.8. показаны силы, действующие в поперечной плоскости вертолета, а также основные кренящие и путевые моменты. Кроме указанных моментов на вертолет (особенно с крылом) действует обычно кренящий момент фюзеляжа (планера) $M_{\text{ф}}$, возникающий из-за несимметричности индуктивного потока (а иногда самого фюзеляжа — боковой подвесной бак и т. п.). Величиной $M_{\text{ф}}$, как правило, можно пренебречь.

Условия бокового балансирования (8.23) — (8.25) можно развернуть в соответствии со схемой на рис. 8.8. При этом могут быть два варианта бокового равновесия вертолета: без скольжения и со скольжением.

8.3.2. Боковое равновесие вертолета без скольжения

Для уравнивания реактивного момента НВ необходимо создание силы тяги $T_{p.v}$. Но силы, действующие вдоль оси Oz , также должны быть уравновешены (условие 8.23), иначе под действием силы $T_{p.v}$ вертолет начнет смещаться влево, т. е. появится левое скольжение. При полете без скольжения это может быть достигнуто (при направлении вращения НВ, принятом у отечественных вертолетов) лишь за счет наклона конуса вращения НВ (силы T_{HB}) вправо до появления боковой силы T_z , уравновешивающей силу $T_{p.v}$. При этом появляется кренящий момент (рис. 8.8, а)

$$M_{кр.} = T_z y_T - T_{p.v} h_{p.v} + M_{x_{ГШ}} > 0. \quad (8.26)$$

Обычно $y_T > h_{p.v}$ и момент $M_{кр.}$ стремится наклонить вертолет вправо, так как если даже $y_T = h_{p.v}$, при наклоне конуса вправо появляется инерционный момент НВ за счет разности $M_{x_{ГШ}}$ также стремящийся наклонить вертолет вправо. При появлении крена возникает составляющая силы тяжести $G \sin \gamma$, помогающая уравновесить силу $T_{p.v}$ при меньшей величине силы T_z и тем самым сбалансировать кренящие моменты при $T_{p.v} > T_z$. Условия боковой балансировки вертолета без скольжения принимают вид:

$$\sum F_z = T_z + G \sin \gamma - T_{p.v} = 0; \quad (8.27)$$

$$\sum M_{x_1} = T_z y_T + M_{x_{ГШ}} - T_{p.v} h_{p.v} = 0; \quad (8.28)$$

$$\sum M_{y_1} = M_{p_{HB}} - T_{p.v} (l_{p.v} + x_T) + T_z x_T = 0. \quad (8.29)$$

Следовательно, при полете без скольжения вертолет балансируется (в моторном полете) обязательно с правым креном. Ручка управления на висении должна быть отклонена вправо. При полете вперед угол естественного завала конуса вправо увеличивается и вертолет стремится наклониться вправо. Для поперечной балансировки вертолета надо постепенно (по мере роста V) отклонять ручку управления влево. Иногда для удобства пилотирования нейтральное положение кольца АП смещают относительно ручки так, что при нейтральном положении ручки управления автомат перекоса уже наклонен в нужную сторону, обеспечивая уравновешивание силы $T_{p.v}$ на средних скоростях полета при нейтральной (вертикальной) ручке. На некоторых вертолетах для исключения крена на висении отклоняют вправо ось вала НВ.

Крен вертолета при поперечной балансировке пропорционален величине силы $T_{p.v}$, которая зависит от $N_{подв}$, т. е. от режима полета. Действительно, из уравнений (8.27) и (8.28) следует, что

$$\gamma \approx \sin \gamma = \frac{T_{p.v} (y_T - h_{p.v}) + M_{x_{ГШ}}}{G y_T}. \quad (8.30)$$

Значит, крен максимален на тех режимах, на которых с двигателя снимается максимальная мощность, точнее, максималь-

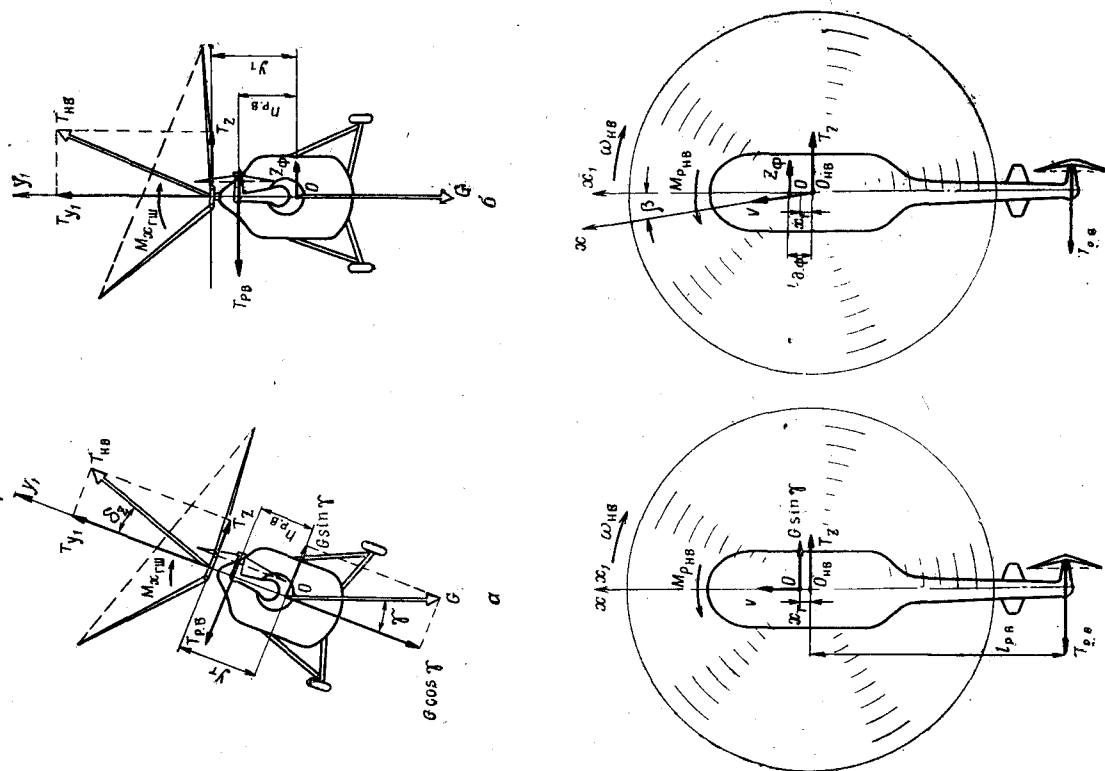


Рис. 8.8. Схемы боковой балансировки вертолета:
а — без скольжения (с креном); б — со скольжением (без крена)

ный крутящий момент, так как при этом реактивный момент также максимален и сила $T_{p.v}$ достигает наибольшей величины. Таким режимом является прежде всего режим висения. Крен вертолетов одновинтовой схемы достигает на висении $2-4^\circ$ и более (рис. 8.9).

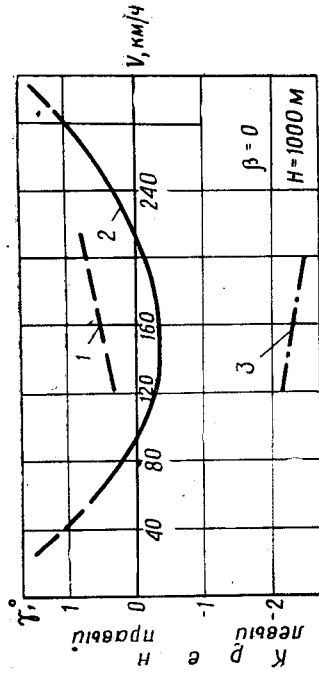


Рис. 8.9. Изменение угла крена при полете вертолета Ми-6 без скольжения:
1 — при наборе высоты; 2 — в горизонтальном полете; 3 — на режиме самовращения НВ

Условие уравнивания путевых моментов (8.29) при нейтральной центровке, да и при $x_T \neq 0$ обычно записывается в более простом виде с учетом, что величина x_T во много раз меньше $l_{p.v}$:

$$M_{p.v} - T_{p.v} l_{p.v} = 0. \quad (8.31)$$

Так как плечо силы $T_{p.v}$ постоянно, а величина реактивного момента различна на различных режимах полета и при разных скоростях, величина тяги РВ (положение педалей) должна изменяться в зависимости от режима и скорости полета.

При планировании на режиме самовращения НВ момент от него направлен по его вращению, следовательно, сила $T_{p.v}$ должна изменять направление. Теперь она будет направлена вправо (левая педаль дается вперед), конус НВ надо отклонить влево и кренящий момент $M_{кр} = -T_{p.v} + T_{p.v} h_{p.v} - M_{гш}$ может быть сбалансирован при левом крене вертолета (рис. 8.9).

8.3.3. Боковое равновесие вертолета при скольжении (без крена)

Для поперечной балансировки вертолета необходимо, чтобы выполнялось равенство кренящих моментов (8.24):

$$T_{p.v} h_{p.v} = T_{p.v} + M_{гш}, \quad (8.32)$$

что, как мы знаем, возможно при $T_z < T_{p.v}$. Но если летчик удерживает вертолет от крена, а сила $T_z < T_{p.v}$, то под действием неуравновешенной силы $(T_{p.v} - T_z)$ вертолет приобретает скорость

вдоль оси Oz , т. е. появится левое скольжение, а вместе с ним и боковая сила на фюзеляже Z_ϕ . Возникновение силы Z_ϕ приведет к уравниванию сил вдоль оси Oz (рис. 8.8, б) при $T_z < T_{p.v}$. Следовательно, условия боковой балансировки вертолета со скольжением (без крена), если пренебречь значением x_T и учесть, что $\cos \beta \approx 1$, выглядят так:

$$\sum F_z = T_z - T_{p.v} + Z_\phi = 0; \quad (8.33)$$

$$\sum M_{x_i} = T_z y_T + M_{гш} - T_{p.v} h_{p.v} = 0; \quad (8.34)$$

$$\sum M_{y_i} = M_{p.v} - T_{p.v} l_{p.v} - Z_\phi l_{x.\phi} = 0. \quad (8.35)$$

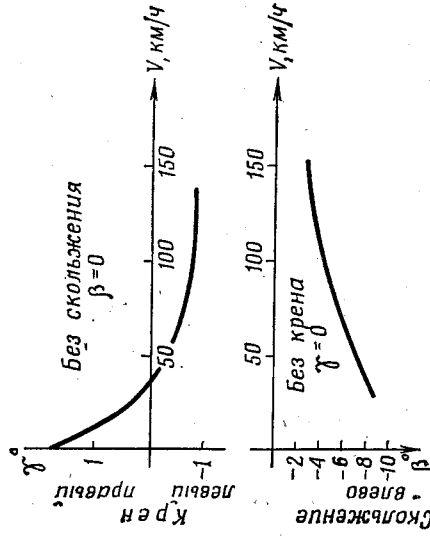


Рис. 8.10. Вид кривых боковой балансировки вертолета

Летчик обеспечивает эти условия, создавая с помощью педалей необходимую величину угла скольжения. Сила Z_ϕ приложена примерно на уровне ц.м., поэтому практически не создает поперечного момента, который и не отражен в равенстве (8.34). Вертолет будет выполнять установившийся полет без крена, но с левым скольжением. При постоянном значении угла скольжения сила Z_ϕ растет пропорционально квадрату скорости. Следовательно, для сохранения поперечной балансировки угол скольжения должен уменьшаться по мере увеличения скорости. На рис. 8.10 показаны балансировочные кривые по углам скольжения и крена. Численные значения углов крена или скольжения невелики и зависят от скорости полета. На висении вертолет может быть сбалансирован только при наличии крена (если ось вала НВ лежит в плоскости симметрии фюзеляжа).

Положение ручки управления в поперечной плоскости изменяется по сравнению со случаем балансировки без скольжения. Во-первых, требуется меньшая сила T_z для соблюдения равенства сил по оси Oz . Во-вторых, левое скольжение увеличивает естественный завал конуса вращения относительно вертолета

вправо, т. е. увеличивает силу T_z . Все это вместе взятое приводит обычно к необходимости отклонения ручки управления несколько влево.

Полет со скольжением сносит вертолет влево относительно курса по АРК на величину угла скольжения, поэтому угол скольжения при такой балансировке вертолета называется аэродинамическим углом сноса.

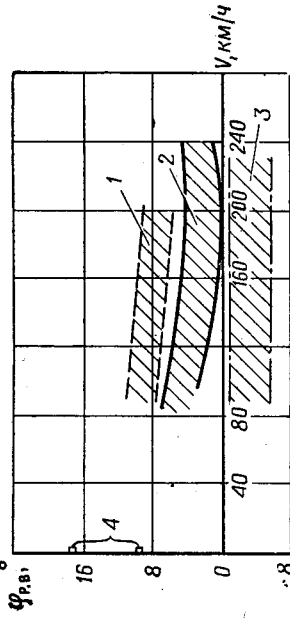


Рис. 8.11. Типичное изменение шага рулевого винта при боковой балансировке в зависимости от скорости и режима полета:

1 — набор высоты; 2 — горизонтальный полет; 3 — режим самовращения НВ; 4 — висение и развороты на висении

ческим углом сноса. Этот угол на малых скоростях полета достигает $10-12^\circ$. С увеличением скорости полета аэродинамический снос уменьшается, так как уменьшается потребный угол скольжения. Заметим, что для полета без крена на режиме самовращения НВ необходимо правое скольжение (так как без скольжения вертолет балансируется с левым креном). При малых углах крена и скольжения точное поддержание одного или другого варианта балансировки невозможно, да и не требуется при визуальном полете. Практически полет выполняется при наличии и крена, и скольжения с приближением к тому или другому варианту в зависимости от условий полета и манеры пилотирования летчика. Летными испытаниями установлено, что кривые боковой балансировки имеют заметный разброс, но укладываются в определенные зоны, характерные для основных режимов полета.

На рис. 8.11 показаны диапазоны изменения шага РВ (что равносильно ходу педалей) вертолета Ми-6 для четырех режимов полета. Рисунок показывает, в частности, насколько шаг РВ (и отклонение правой педали вперед) в горизонтальном полете меньше, чем при наборе высоты, так как $N_{г.п} < N_{наб}$. При увеличении скорости горизонтального полета вначале требуется уменьшать шаг РВ, т. е. убирать правую педаль. Это объясняется уменьшением потребной для полета мощности НВ, а значит, и его реактивного момента, а также ростом тяги РВ за счет увеличения скорости косой обдувки. При скоростях полета, приближающихся

к максимальным, увеличение потребной мощности НВ и ухудшение условий работы РВ приводят к необходимости увеличения его шага, несмотря на рост силы Z_k .

Следует особо отметить связь между потребным шагом РВ и оборотами НВ. Реактивный момент НВ обратно пропорционален числу оборотов:

$$M_{рнв} = 716,2 \frac{N_{подв.}}{n_{НВ}} \quad (8.36)$$

Значит, чем меньше число оборотов НВ, тем большая тяга требуется от РВ. В то же время падение оборотов НВ приводит к уменьшению оборотов РВ и, следовательно, его тяги, которую теперь приходится увеличивать за счет увеличения шага РВ. Поэтому при малых оборотах НВ запас шага РВ уменьшается. Такая опасность особенно проявляется на режиме висения вертолета с максимальной массой, когда реактивный момент НВ велик и правая педаль намного дана вперед. Если при этом допустить уменьшение оборотов НВ, реактивный момент увеличится настолько, что полного хода правой педали вперед может не хватить для удержания вертолета от левого разворота с прогрессирующим ростом угловой скорости и последующей потерей эффективности путевого управления. Поэтому на висении следует держать возможно большие обороты НВ (правую коррекцию), особенно в высокогорных условиях.

§ 8.4. УСИЛИЯ НА РЫЧАГАХ УПРАВЛЕНИЯ

8.4.1. Способы восприятия нагрузок в системах управления

Аэродинамические нагрузки, возникающие на органах управления, передаются на тяги системы управления. Так, тяги, управляющие изменением шага, воспринимают усилия от шарнирных моментов лопастей, обычно стремящихся уменьшить их установочные углы (рис. 8.12). При осевой обдувке установочные углы всех лопастей одинаковы на любом азимуте и нагрузка поводков лопастей постоянна. Это, как говорят, постоянная часть нагрузки, определяемая шагом НВ. При завале конуса вращения НВ в косом потоке или при отклонении кольца АП поводки, управляющие шагом лопастей, будут испытывать переменную по азимуту нагрузку, так как шарнирный момент лопастей изменяется по азимуту вследствие изменения установочного угла и скорости обдувки. Колебания нагрузки относительно ее значения для данного шага при осевом обтекании являются переменной составляющей, которая достигает 30% и более постоянной части нагрузки.

Особенно резкий, в несколько раз, рост усилий в системе управления НВ наблюдается при больших скоростях полета ($\mu > 0,3-0,35$) и при выполнении маневров (вираж, ввод в горку и т. п.). Это происходит вследствие появления зон смешанного

обтекания и скачков уплотнения на концевых участках наступающих лопастей, динамического срыва потока (§ 4.3 гл. 4) на отступающих лопастях и резкого увеличения моментов сил, вызывающих крутильные колебания лопастей НВ. Чем больше нагрузка на НВ (коэффициент C_T), тем раньше (по скорости) начинается рост усилий в тягах системы управления.

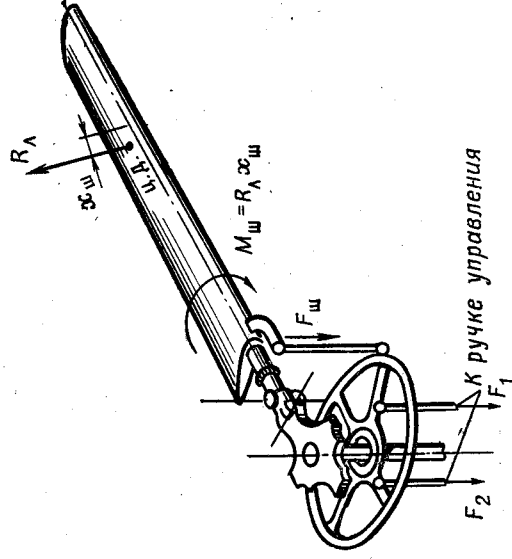


Рис. 8.12. Образование усилий на рычагах управления

При непосредственном ручном управлении часть этих усилий по системе качалок и тяг передается на ручку управления. Последняя стремится совершать круговые движения в соответствии с изменением азимута лопасти и перемещением ее поводка по кольцу АП. Возникает свойственное вертолету так называемое вожделение ручки.

У современных вертолетов с полетной массой более 3—4 т нагрузки от шарнирных моментов лопастей НВ, передающиеся на кольцо АП, столь велики, что летчик на некоторых режимах не в состоянии преодолеть их вручную. Поэтому в системах управления большинства современных вертолетов применяются гидравлические усилители — бустеры (силовые следящие гидродрайвы), которые воспринимают аэродинамические нагрузки от органов управления. Если при этом часть аэродинамической нагрузки передается на ручку, получается так называемая система обратного бустерного управления, а если гидроусилитель полностью снимает с ручки нагрузки от аэродинамических сил, получается система необратимого управления.

В настоящее время наиболее распространенными являются системы необратимого управления (на вертолетах Ми-2, Ми-8 и др.). При таком управлении усилия на рычагах можно свести к силам,

необходимым лишь для преодоления сил трения в системе тяг и качалок, а также в золотниковых распределительных устройствах гидроусилителей. Но при этом летчик не будет иметь возможности чувствовать изменение режима полета по усилиям на ручке управления.

8.4.2. Загрузочные механизмы и усилия на рычагах управления

Ощущения летчика будут естественными, если ручка оказывает сопротивление перемещению. При перемещении ручки вперед (от себя) летчик должен чувствовать возрастание давящих уси-

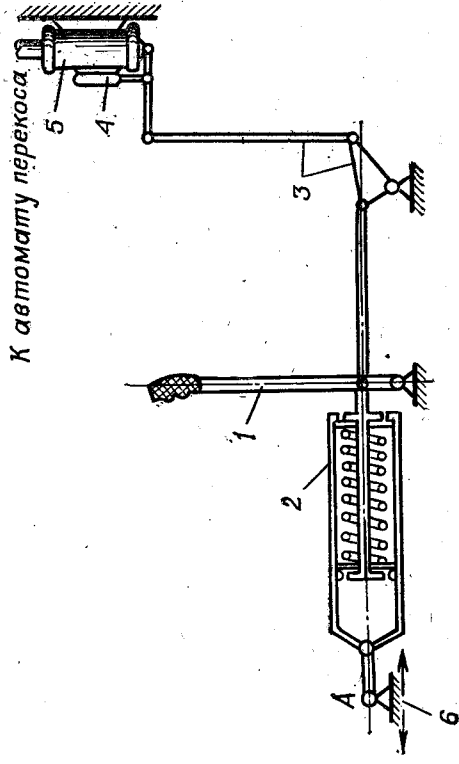


Рис. 8.13. Принципиальная схема необратимого бустерного управления:
1 — ручка управления; 2 — пружинный нагрузочный механизм; 3 — система тяг и качалок; 4 — золотник гидроусилителя; 5 — гидроусилитель; 6 — опора, которая может перемещаться

лий со стороны ручки, а при перемещении на себя — тянущих. Необходимая зависимость усилий на рычагах управления от режима полета при необратимом бустерном управлении создается специальными пружинными механизмами загрузки (рис. 8.13). В эти же механизмы включаются и пружины центрирования, т. е. пружины, стремящиеся фиксировать рычаги в нейтральном (устойчивом) положении.

Пружинный нагрузочный механизм в принципе может обеспечить любое значение градиента усилий при отклонении ручки, необходимое летчику для нормального пилотирования вертолета. Загрузочный механизм устанавливается для ручки управления циклическим шагом НВ, для педалей ножного управления — шагом РВ. На рычаге общего шага нагрузочных пружин обычно не устанавливают (усилия на рычаге общего шага не помогают летчику в пилотировании вертолета). Вместо них обеспечивают возможность фиксации рычага общего шага в любом задаваемом

летчиком положении. Для этого используются либо механические фиксаторы типа зубчатого сектора с «собачкой» и стопором, либо фрикционные устройства с ручным или гидравлическим управлением.

Балансировочные графики определяют необходимые перемещения или углы поворота элементов исполнительных механизмов (ползуна ОШ, кольца АП и т. д.), непосредственно приводящих в дей-

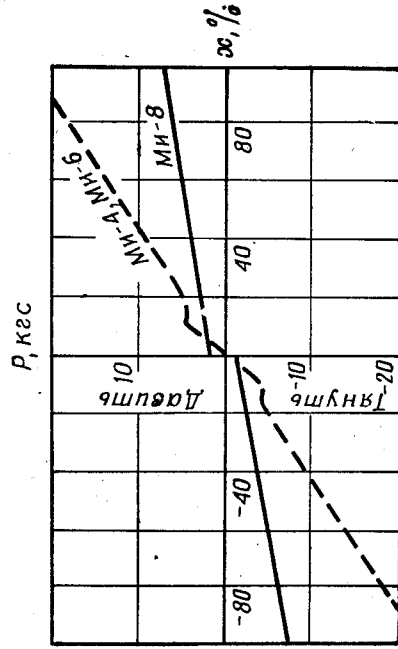


Рис. 8.14. Характеристики грузовых пружин, применяемых на вертолетах Ми-4, Ми-6, Ми-8 (продольное управление)

ствие органы управления. Соответственно этим перемещениям рассчитывается кинематика системы управления с учетом того, что (по физиологии летчика) диапазоны продольного отклонения ручки управления (с необходимым запасом) не должны превышать 350—400 мм, поперечного отклонения — 250—300 мм, отклонения педалей — 150—200 мм и ход рычага общего шага — 250—350 мм. Исходя из этих нормативов и физических возможностей летчика выбираются характеристики грузовых механизмов. На рис. 8.14 приведены эти характеристики для ряда отечественных вертолетов. Большой градиент усилий по ходу ручки dP/dx на небольшом участке у нейтрального положения выполняется в целях уменьшения зоны нецентрируемости ручки. Излом, т. е. уменьшение градиента dP/dx на всем остальном ходе (или два излома), делается для того, чтобы у летчика были нормальные ощущения при пилотировании и усилия на ручке при максимальных ее отклонениях не превышали допустимых величин. В случае применения на вертолете дифференциально включенных рулевых машин автопилота усилия по ходу ручки имеют ступеньку, как на рис. 8.14 для Ми-8, несколько превышающую усилие трения на золотнике гидроусилителя. При работе рулевой машины и при освобожденной в нейтральном положении ручке управления эта ступенька обеспечивает отклонение только золотника гидроусилителя.

8.4.3. Триммирование усилий на рычагах управления

В длительном установившемся полете постоянные усилия утомляют летчика. Поэтому на вертолетах обеспечивается возможность полного или частичного снятия этих усилий, что обеспечивается путем перемещения закрепленного конца грузозонной пружины

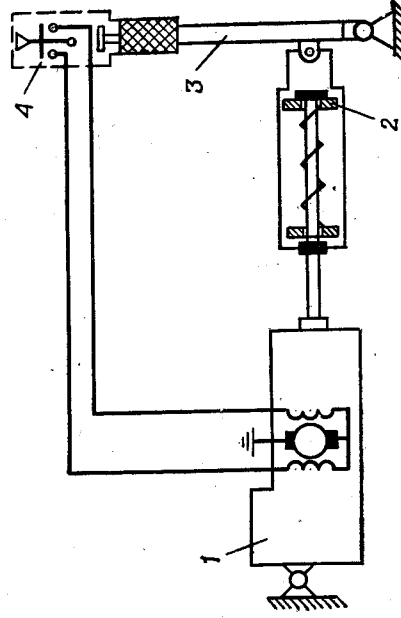


Рис. 8.15. Схема триммирования с электромеханизмом: 1 — электромеханизм с самотормозящейся червячной парой; 2 — пружинный механизм; 3 — ручка управления; 4 — многопозиционный триммерный переключатель

жины (фактически ее нейтрального положения) обычно с помощью электромеханизма с реверсивным двигателем (рис. 8.15). Система, изменяющая по желанию летчика усилия на ручке при изменении ее положения, называется системой триммирования, а сами механизмы — триммерами. Исторически название происходит от специальных аэродинамических поверхностей — триммеров, с помощью которых летчик может снимать нагрузку с ручки управления в системах непосредственного ручного управления самолетами.

В настоящее время в необратимом бустерном управлении обычно применяются системы автоматического триммирования (авто-триммирования). В таких системах снятие нагрузок с ручки (управление триммерами) осуществляется одновременно по тангажу и крену путем нажатия летчиком специальной кнопки на ручке управления. В качестве примера на рис. 8.16 показана зависимость усилий на ручке управления вертолета Ми-8 в продольном направлении от угла отклонения кольца АП при различных положениях триммера. Из рисунка видно, что усилия на ручке можно снять полностью при отклонении кольца АП от $\approx -4,5^\circ$ (назад) до $\approx +5,5^\circ$ (вперед). Это обеспечивает разгрузку ручки во всем диапазоне скоростей установившегося полета вертолета и допустимых пределов изменения продольной центровки.

В заключение отметим, что возможность изменения нагрузок на ручке с помощью триммеров оказывает летчику большую помощь также и на переходных режимах, при резких изменениях условий балансировки вертолета и т. д. Предварительная уста-

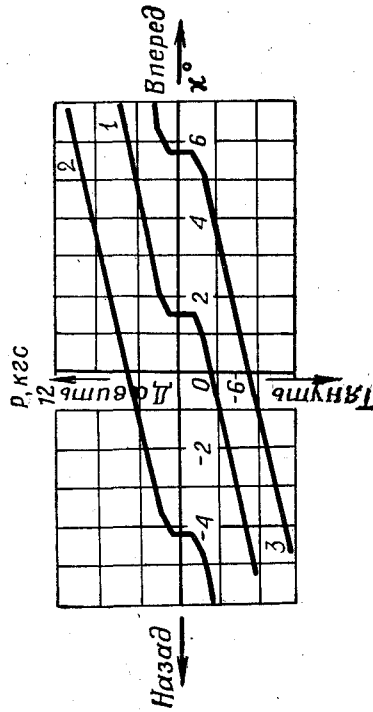


Рис. 8.16. Усилия на ручке управления вертолета Ми-8 в продольном направлении:
1 — при нейтральном; 2 — при крайнем заднем; 3 — при крайнем переднем положении рычага электромагнитной муфты (триммера)

новка триммеров во взлетное положение исключает необходимость резкого увеличения усилий для балансировки вертолета после отрыва от земли (особенно при боковом ветре).

§ 8.5. УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

8.5.1. Основные понятия

Устойчивость и управляемость летательных аппаратов относятся к их важнейшим аэродинамическим свойствам. Характеристики устойчивости и управляемости определяют пилотажные качества самолетов и вертолетов и имеют решающее значение для обеспечения безопасности полета. От этих характеристик часто также зависит возможная степень использования летно-тактических данных вертолета, особенно в боевых условиях.

Достигнутое в какой-то момент равновесие вертолета в полете не может само по себе сохраняться сколько-нибудь длительное время. В установившемся полете вертолет подвергается воздействию различных возмущающих причин. Воздушная среда всегда находится в состоянии более или менее интенсивного движения. Поэтому при полете вертолета вследствие, например, порывов ветра нарушается равновесие сил и моментов, угол атаки НВ и воздушная скорость вертолета изменяются. Для поддержания заданного режима полета летчик вынужден вмешиваться в управление в целях сохранения необходимого равновесия сил. Однако он вмешивается в управление лишь тогда, когда заметит отклонение от режима, точнее, когда эти отклонения превзойдут некоторую

допустимую величину. Потребные для сохранения или восстановления режима отклонения рычагов управления зависят от целого ряда факторов, точно предопределить их летчику практически невозможно, а это, в свою очередь, обуславливает то, что летчик часто сам является источником возмущений. Даже так называемый установившийся полет вертолета, в сущности, является условным понятием, некоторым средним режимом, относительно которого колеблются фактически неустановившиеся значения параметров полета. Установившийся полет вертолета до возмущения называют невозмущенным движением. Движение вертолета после воздействия возмущения (без вмешательства летчика в управление) называется возмущенным.

Характер возмущенного движения зависит прежде всего от направления сил и моментов, появившихся при нарушении равновесия. Лучше всего, если вертолет сам обладает способностью сохранять (восстанавливать) без вмешательства летчика необходимое соотношение сил и режим полета при его случайных нарушениях. При полете на таком вертолете от летчика не требуется непрерывное вмешательство в управление, он меньше утомляется и может уделить больше внимания выполнению поставленной задачи. Положительным является, например, появление пикирующих моментов при увеличении угла тангажа, тормозящей силы при увеличении скорости и т. д. Такие реакции вертолета препятствуют развитию возмущений и уходу от состояния равновесия, т. е. способствуют устойчивости движения.

Под устойчивостью понимают способность вертолета возвращаться без вмешательства летчика к исходному режиму установившегося полета после прекращения действия возмущающих движения причин.

Для обеспечения устойчивости движения необходимо, чтобы при отклонении от исходного режима у вертолета создавались восстанавливающие силы и моменты сил, подобные указанным выше. При этом говорят, что вертолет обладает статической устойчивостью. Вертолет является статически устойчивым, если стремится (имеет начальную тенденцию) вернуться в исходное состояние равновесия в момент вывода его из этого состояния. Если при нарушении равновесия вертолет имеет начальную тенденцию уйти от исходного состояния (по положению в пространстве или параметрам движения), то он является статически неустойчивым по соответствующему параметру. Таким образом, статическая устойчивость — это устойчивость состояния равновесия. (Равновесие тела, на которое действует сила тяжести, может быть устойчивым, неустойчивым и безразличным.) Введение понятия «статическая устойчивость» позволяет анализировать изменение сил и моментов при изменении одного параметра (угла атаки, скорости и т. д.), считая неизменными другие, выявить тенденцию вертолета в момент действия того или иного возмущения, т. е. определить характеристики его статической устойчивости по данному параметру.

Для того чтобы вертолет мог самостоятельно вернуться к исходному положению, он должен обладать прежде всего статической устойчивостью. Но этого мало. Статически устойчивый вертолет, имея первоначальное стремление вернуться к исходному положению, возвращаясь, может проскочить это положение, и

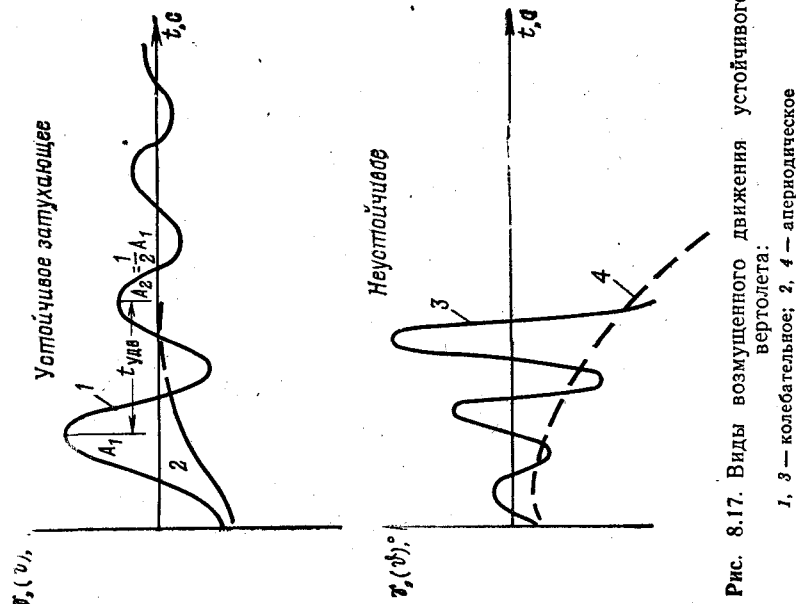


Рис. 8.17. Виды возмущенного движения устойчивого вертолета:
1, 3 — колебательное; 2, 4 — аperiodическое

его движение после возмущения может происходить как в виде затухающих, так и незатухающих колебаний. Возмущенное движение вертолета относительно исходного режима может быть не только колебательным, но и неколебательным (аperiodическим). Отклонения от заданного режима по крену, тангажу и т. д. могут с течением времени уменьшаться (затухать) или возрастать (рис. 8.17). Возвращение к исходному положению свидетельствует, что вертолет обладает устойчивостью движения (иногда говорят — динамической устойчивостью). Если же отклонение от заданного режима (амплитуда колебаний) с течением времени возрастает (рис. 8.17, кривые 3, 4), то вертолет является неустойчивым. Полет на таком вертолете требует постоянного вмешательства летчика в управление для сохранения заданного режима. Мерой ди-

намической устойчивости (неустойчивости) является время $t_{дв}$, за которое амплитуда колебаний уменьшается (увеличивается) вдвое. Следовательно, вывод об устойчивости или неустойчивости вертолета можно сделать, лишь изучив динамику его собственного возмущенного движения.

Отличительной особенностью вертолетов является взаимное влияние между вращениями (колебаниями) относительно каждой из связанных осей. Так, продольные колебания (относительно поперечной оси) вызывают изменение величины и направления результирующих (полных) аэродинамических сил несущего и рулевого винтов, что приводит к изменению моментов крена и рыскания и возникновению колебаний относительно продольной и вертикальной осей. Гораздо более тесная взаимосвязь наблюдается между движениями крена и рыскания. Поэтому разделять эти три вида движения вокруг ц. м. можно лишь условно, в методических целях. В некоторых случаях достаточно равномерно можно выделять и рассматривать отдельно лишь продольное движение. Рассмотрение продольного возмущенного движения позволяет получить характеристики продольной устойчивости вертолета. В других случаях можно выделить боковое возмущенное движение, т. е. перемещения вдоль оси Oz и вращения по крену и рысканию, и определить характеристики боковой устойчивости.

Характер возмущенного движения вертолета зависит не только от наличия статической устойчивости, вида и направления возмущающего действия. Он определяется также величиной и соотношением возмущающих, инерционных и других сил и моментов. Величины и направления сил и их моментов, действующих на вертолет в полете, а также их изменение могут определяться различными причинами. К таким причинам относятся:

- режим полета (высота, скорость и т. д.);
- действия летчика по управлению вертолетом;
- положение вертолета относительно вектора его скорости (углы атаки и скольжения);
- вращение вертолета относительно центра масс;
- возмущения от неспокойной атмосферы.

Моменты сил, создаваемые за счет отклонения рычагов управления летчиком, называются управляющими моментами. Моменты, возникающие при данных значениях углов атаки или скольжения, называются статическими моментами. Моменты, вызываемые вращением вертолета, как правило, направленные против вращения, стремятся затормозить, погасить вращение и поэтому называются демпфирующими (подпараграф 8.5.2).

Моменты различаются также по своему влиянию на устойчивость. Моменты, различающиеся по своему влиянию на устойчивость, который стремится вернуть вертолет в исходное равновесное положение, называются стабилизирующими, а момент, стремящийся увести дальше от равновесного положения, — дестабилизирующим. Например, если стабилизатор при случайном увеличении угла атаки вертолета дает пикирующий момент, этот

момент является стабилизирующим. Появляющийся в этих же условиях кабрирующий момент (например, от фюзеляжа) является дестабилизирующим.

8.5.2. Демпфирование

Демпфирование движения заключается в появлении аэродинамических, так называемых демпфирующих сил и моментов, препятствующих развитию возмущенного движения, воспринимаящих его энергию и рассеивающих ее в окружающую среду. Так, при

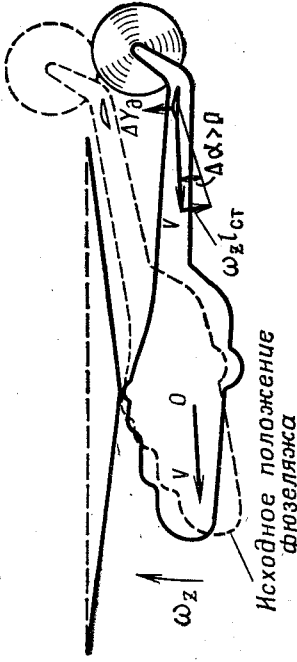


Рис. 8.18. Демпфирование стабилизатором угловой скорости тангажа вертолета

колебаниях физического маятника силы сопротивления воздуха оказывают демпфирующее действие и гасят эти колебания. Демпфирование является одним из важнейших свойств, определяющих характеристики устойчивости летательных аппаратов. При малом демпфировании добиться устойчивости движения чрезвычайно трудно, при большом — гораздо легче.

Вертолеты обладают демпфирующими свойствами при вращении относительно ц.м. Например, при изменении угла тангажа, т. е. при вращении вертолета с угловой скоростью ω_z , изменяется подъемная сила стабилизатора вследствие появления дополнительной составляющей скорости $V_d = \omega_z l_{ct}$ (рис. 8.18). Наличие скорости V_d приводит к изменению угла атаки стабилизатора на величину $\Delta\alpha = \frac{\omega_z l_{ct}}{V}$ и появлению дополнительной подъемной силы $\Delta Y_d = C_y \Delta\alpha q S_{ct}$. Эта сила создает момент

$$\Delta M_d = \Delta Y_d l_{ct} = C_y \Delta\alpha q S_{ct} l_{ct} = k_d \omega_z, \quad (8.37)$$

препятствующий вращению, т. е. демпфирующий, пропорциональный угловой скорости ω_z (коэффициент пропорциональности k_d называется коэффициентом демпфирования).

Заметим, что демпфирующий момент лишь препятствует вращению вертолета, но не может вернуть его в исходное положение, так как сила ΔY_d и сам момент исчезают при прекращении вращений. При возвращении к исходному положению (изменении направления вращения) демпфирующий момент изменяет свой знак,

опять-таки препятствуя вращению, т. е. стремится погасить колебания.

Аналогичные моменты, противодействующие вращению, возникают от аэродинамических сил фюзеляжа. Наиболее сильное демпфирующее действие на вертолет оказывает несущий винт. При изменении крена или тангажа вертолета конус вращения и полная аэродинамическая сила НВ вследствие сопряжения воздуха, инерции лопастей и шарнирной их подвески с отставанием следуют за изменением положения вала НВ (рис. 8.19, а). Угол отставания δ_d при прочих равных условиях пропорционален угловой скорости вертолета по крену $\dot{\varphi}$ или тангажу $\dot{\theta}$:

$$\delta_d = k \dot{\varphi} = k \omega_z, \quad (8.38)$$

где k — коэффициент пропорциональности, тем больший, чем больше момент инерции лопасти относительно ГШ.

Следовательно, при вращении вертолета по тангажу (или крену) вследствие отставания оси конуса от вала НВ на вертолет будет действовать продольный (или поперечный) демпфирующий момент M_d , направленный в сторону, противоположную вращению:

$$M_{dz} = T_{NB} l_d = T_{NB} U_T \sin \delta \approx T_{NB} U_T k \omega_z = k_d \omega_z, \quad (8.39)$$

где $k_d = \frac{\partial M_{dz}}{\partial \omega_z} = M_d \omega_z$ — производная продольного момента демпфирования НВ (величина демпфирующего момента на единицу угловой скорости ω_z). Необходимо обратить внимание на то, что демпфирование НВ имеет несколько иную физическую природу, чем демпфирование, возникающее от остальных частей вертолета (самолета). Поэтому, строго говоря, демпфирующий момент НВ не исчезает, если вращение вертолета прекратилось, а сила T_{NB} относительно оси вала НВ еще не заняла положение, соответствующее режиму работы.

Демпфирование НВ не ограничивается рассмотренным моментом, если втулка винта выполнена с разнесенными ГШ. Отклонение силы T_{NB} от оси вала НВ при разнесенных ГШ, как известно, приводит к появлению момента от центробежных сил инерции лопастей $M_{ГШ}$ (рис. 8.19, б). Момент $M_{ГШ}$ действует в плоскости отклонения силы T_{NB} , стремясь совместить вал винта с направлением ее действия. Он пропорционален значениям разнота ГШ — и угла завала конуса НВ и приближенно равен

$$M_{ГШ} \approx 2F_{цб} l_{ГШ} \sin \delta = 2F_{цб} l_{ГШ} \delta. \quad (8.40)$$

Таким образом, при наличии разнота ГШ момент демпфирования несущего винта определяется суммой $M_d + M_{ГШ}$. Демпфирующие свойства несущего винта тем больше, чем выше расположен винт относительно центра тяжести и чем больше разнос ГШ. Часто эффект появления дополнительного момента на НВ за счет

разноса ГШ учитывают, полагая, что равнодействующая $T_{\text{НВ}}$ расположена не в центре втулки, а в некоторой фиктивной точке, находящейся на оси винта на расстоянии Δy от центра втулки (рис. 8.19, б). Величина Δy пропорциональна $l_{\text{ГШ}}$ и зависит от массовых характеристик лопастей и оборотов НВ. При этом моменты от несущего винта, действующие относительно ц.м. вертолета, определяются с учетом так называемой эффективной высоты втулки y_s , являющейся суммой величин центровки по вертикали и добавки Δy , обусловленной разностью ГШ:

$$y_s = y_r + \Delta y. \quad (8.41)$$

8.5.3. Продольная статическая устойчивость вертолета

Продольную статическую устойчивость летательных аппаратов принято разделять на устойчивость по перегрузке (в предположении постоянства скорости полета) и устойчивость по скорости (при полете с постоянной перегрузкой).

Для суждения о характеристиках продольной статической устойчивости необходимо определить, как изменяется продольный момент вертолета M_{z_b} при возмущении по тому или другому параметру.

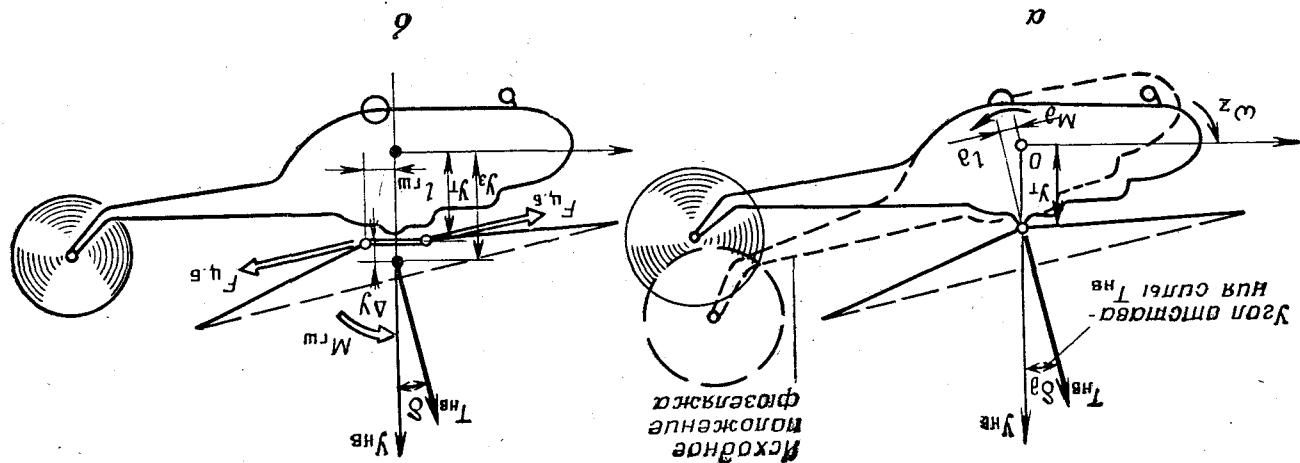
Если аэродинамический момент, возникающий при отклонении вертолета от положения равновесия, воздействует в сторону вращения к исходному положению, вертолет будет статически устойчив (по данному отклонению), в противном случае — неустойчив.

При постоянной скорости изменение перегрузки определяется изменением величины C_y . Поэтому степенью (мерой) продольной статической устойчивости вертолета по перегрузке σ_n является полная производная от M_{z_b} по C_y при $V = \text{const}$: $\sigma_n = \left(\frac{dM_{z_b}}{dC_y} \right)_{V = \text{const}, 1}$

При прямолинейном полете вертолета изменение M_{z_b} при изменении C_y (и перегрузки) определяется изменением угла атаки. Поэтому применительно к вертолетам понятие «устойчивость по перегрузке» практически является понятием «устойчивость по углу атаки». Если под действием возмущения увеличение угла атаки вертолета на величину $\Delta \alpha > 0$ вызывает появление неуравновешенного пикирующего момента $\Delta M_{z_b} < 0$, стремящегося вернуть вертолет к исходному углу атаки, вертолет является статически устойчивым по углу атаки $\left(\frac{\partial M_{z_b}}{\partial \alpha} = M_{z_b}^{\alpha} < 0 \right)$. Если же $\frac{\partial M_{z_b}}{\partial \alpha} > 0$, вертолет неустойчив по α .

Изменение скорости при постоянной перегрузке сопровождается изменением угла атаки. В этом случае изменение величины M_{z_b} при изменении скорости на величину ΔV будет определяться как непосредственно величиной ΔV , так и соответствующим измене-

Рис. 8.19. Демонстрирующие свойства НВ вертолета:
а — без разноса ГШ; б — при разнесенных ГШ



нием C_y . Поэтому степени (мерой) продольной статической устойчивости вертолета по скорости σ_y является полная производная аэродинамического момента тангажа M_{z_b} по C_y в установившемся полете: $\sigma_y = \left(\frac{dM_{z_b}}{dC_y} \right)_{n_y = 1}$.

Результирующий продольный момент складывается из моментов аэродинамических сил НВ, фюзеляжа, стабилизатора (и крыла, при его наличии): $M_{z_b} = M_{z_{НВ}} + M_{z_{ф}} + M_{z_{ст}}$.

Дальнейший анализ статической устойчивости вертолета будет проведен на основе качественной оценки изменения составляющих M_{z_b} при изменении перегрузки (угла атаки) и скорости полета вертолета. При этом следует иметь в виду, что основные аэродинамические силы вертолета в продольном движении создаются несущим винтом. Поэтому характеристики НВ оказывают решающее влияние на характеристики устойчивости вертолета.

Статическая устойчивость по перегрузке

Различные части вертолета влияют на его статическую устойчивость следующим образом.

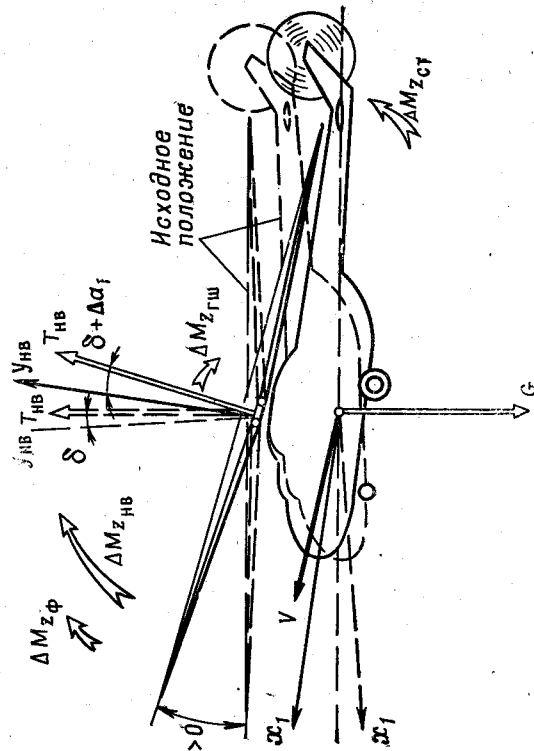


Рис. 8.20. Влияние случайного увеличения угла атаки на изменение продольных моментов НВ, фюзеляжа и стабилизатора

Несущий винт способствует статической неустойчивости вертолета по перегрузке во всем диапазоне скоростей полета вперед. При увеличении угла атаки вертолета и НВ (в диапазоне летных A) увеличивается завал конуса НВ и сила T_{HB} отклоняется назад по сравнению с ее балансирующим положением. На рис. 8.20 штриховыми линиями показано исходное положение,

сплошными — положение, возникшее при увеличении угла атаки (и перегрузки). Увеличение угла A приводит к увеличению завала конуса на величину $\Delta\alpha_i$, что приводит к изменению момента силы T_{HB} на кабрирование. При этом увеличивается и момент на втулке от разнуса ГШ на величину $\Delta M_{z_{ГШ}}$. В результате появляется неуравновешенный кабрирующий момент

$$\Delta M_{z_{HB}} = T_{HB} \Delta\alpha_i + \Delta M_{z_{ГШ}} \quad (8.42)$$

способствующий дальнейшему росту угла атаки. Увеличение величины T_{HB} при увеличении угла A вызывает еще больший рост $\Delta M_{z_{HB}}$. При уменьшении по какой-либо причине угла атаки НВ картина получается обратной — возникает момент, стремящийся еще более уменьшить угол атаки вертолета.

Фюзеляж вертолета одновинтовой схемы (без стабилизатора) также способствует статической неустойчивости вертолета по перегрузке, так как его ц. д. находится обычно впереди ц. м. Поэтому при увеличении угла атаки будет появляться дополнительный положительный момент, стремящийся увести вертолет на еще большие углы атаки, и наоборот (рис. 8.20). Зависимость коэффициента продольного момента фюзеляжа от угла атаки показана на рис. 8.21. Как видно, для фюзеляжа $\Delta M_{z_{ф}} / \Delta\alpha > 0$ ($M_{z_{ф}} > 0$).

Стабилизатор оказывает положительное влияние на статическую устойчивость вертолета по перегрузке. При увеличении угла атаки (и перегрузки) вертолета увеличивается и угол атаки стабилизатора, и наоборот. В результате соответствующего изменения подъемной силы стабилизатора $\Delta Y_{ст}$ создается дополнительный продольный момент, направленный на восстановление исходного угла атаки (рис. 8.20), т. е. $\Delta M_{z_{ст}} / \Delta\alpha < 0$ ($M_{z_{ст}} < 0$).

Фюзеляж со стабилизатором становится устойчивым по углу атаки в диапазоне α , соответствующем полету вперед (рис. 8.21). Однако влияние стабилизатора становится соизмеримым с неблагоприятным влиянием НВ лишь при больших скоростях полета, когда сила $\Delta Y_{ст}$ достаточно велика. Поэтому вертолеты одновинтовой схемы, как правило, не обладают статической устойчивостью по перегрузке на малых и средних скоростях полета.

Статическая устойчивость по скорости

При анализе статической устойчивости по скорости необходимо учитывать как непосредственное влияние изменения скорости, так и влияние изменения при этом угла атаки. Тенденции к измене-

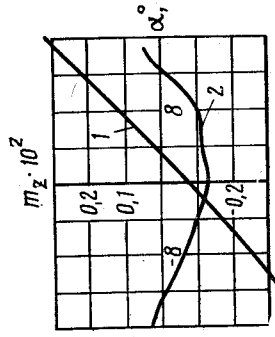


Рис. 8.21. Изменение коэффициента продольного момента фюзеляжа вертолета Ми-8 без стабилизатора (1) и со стабилизатором (2) от α

нию угла атаки определяются знаком изменения продольного момента ΔM_{zb} , появляющегося при увеличении или уменьшении скорости полета.

Если при увеличении скорости ($\Delta V > 0$) продольный момент изменяется на пикирование ($\Delta M_{zb} < 0$), то в результате суммарное действие сил, направленных вдоль оси Ox , способствует дальнейшему увеличению скорости, что свидетельствует о статической неустойчивости вертолета по скорости.

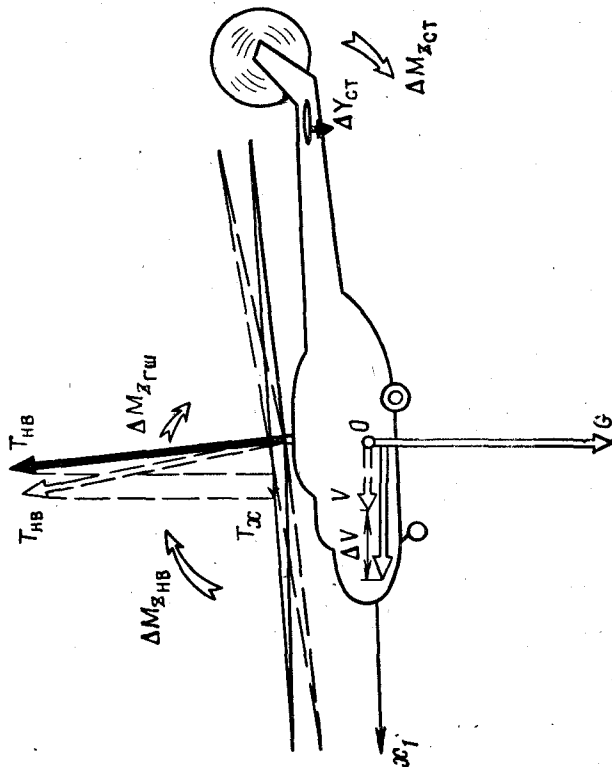


Рис. 8.22. Влияние случайного увеличения скорости полета на изменение продольных моментов НВ и стабилизатора

Несущий винт способствует устойчивости вертолета по скорости во всем диапазоне скоростей полета. При увеличении скорости полета (например, при встречном порыве ветра) завал конуса и отклонение силы T_{HB} назад увеличиваются (рис. 8.22). При этом возрастают момент от силы T_{HB} и $M_{ГШ}$, направленные на кабрирование. Это способствует уменьшению скорости как за счет уменьшения силы T_x , так и от увеличения угла атаки, что приводит к росту сопротивления НВ и вертолета в целом. При уменьшении скорости, наоборот, завал конуса уменьшается (как бы возникает дополнительный пикирующий момент от НВ), что способствует восстановлению скорости.

Фюзеляж не дает существенного изменения продольного момента при изменении скорости полета, но способствует статической устойчивости по скорости вследствие естественного изменения силы лобового сопротивления,

Стабилизатор на больших скоростях полета способствует повышению устойчивости вертолета по скорости, так как при увеличении скорости полета возрастает кабрирующий момент $M_{ст}$ от подъемной силы стабилизатора на величину $\Delta M_{zст}$, а при уменьшении V уменьшается и $M_{ст}$. Однако на скоростях 30—80 км/ч кабрирующий момент от стабилизатора при росте скорости полета уменьшается (подпараграф 8.2.4), что является основной причиной неустойчивости вертолетов по скорости в этом диапазоне скоростей.

В целом вертолеты одновинтовой схемы, как правило, статически устойчивы по скорости во всем диапазоне разрешенных скоростей полета, за исключением диапазона малых скоростей. У некоторых вертолетов с крылом, расположенным позади ц.м., степень статической устойчивости по скорости на скоростях полета, близких к максимальным, существенно понижается из-за неблагоприятного влияния крыла и возрастания дестабилизирующего момента фюзеляжа.

8.5.4. Устойчивость продольного движения вертолета

Рассмотрение статических характеристик устойчивости по углу атаки, скорости полета и демпфирующих свойств позволяет провести краткий анализ характеристик устойчивости продольного движения вертолетов («динамической» устойчивости). Для этого надо рассмотреть развитие продольного возмущенного движения во времени.

Это движение вертолетов (без автопилота) обычно представляет собой колебательный процесс, в котором можно выделить два вида колебаний:

- короткопериодические с периодом колебаний 0,5—3 с;
- длиннопериодические с периодом колебаний 10—50 с.

Короткопериодические колебания связаны в основном с вращением вертолета вокруг центра масс под действием периодически изменяющихся моментов аэродинамических сил. Летчик замечает это движение по частому периодическому изменению угла тангажа.

Длиннопериодические колебания связаны с изменением траектории движения ц.м. вследствие изменения величины и направления скорости полета под действием периодически изменяющихся при колебаниях аэродинамических сил.

Характеристики устойчивости изменяются в зависимости от режима полета.

Устойчивость на режиме висения

Рассмотрим висение в спокойной атмосфере. При нулевой центровке ось конуса вращения НВ совпадает с осью вала винта (пренебрегаем для простоты второстепенными факторами). Тяга НВ уравновешивает вес вертолета (рис. 8.23, а).

Если внезапно на вертолет действует спереди порыв ветра со скоростью U , то сила $T_{\text{нв}}$ увеличится и вместе с конусом вращения НВ отклонится назад (рис. 8.23, б). При этом возникает также момент от центробежных сил вследствие разности $M_{\text{згш}}$. Следовательно, появляются кабрирующий момент $M_{\text{знв}} = T_{\text{нв}}' \cdot l + M_{\text{згш}}$ и горизонтальная составляющая T_x . Под действием момента $M_{\text{знв}}$ вертолет начнет увеличивать угол тангажа со скоростью ω_z , а сила T_x (вместе с силой сопротивления фюзеляжа, пока длился порыв ветра) вызовет перемещение назад с ускорением V_x , возникнет скорость V_x . Вследствие кривой обдувки со скоростью V_x конус НВ начнет заваливаться в другую сторону, тяга будет отставать по угловой скорости от оси вала винта и через некоторое время займет относительно нее положение, показанное на рис. 8.23, в. В результате возникнут сила и продольный момент, направленные на восстановление исходного угла тангажа и уменьшение скорости до нуля.

Как видно, положение в существенно отличается от исходного положения a (до возмущения). Неустойчивость НВ по углу атаки вызвала заметное увеличение угла тангажа вертолета. Косая обдувка НВ (при постоянном подводе мощности от СУ) привела к росту $T_{\text{нв}}$.

Поэтому момент $M_{\text{знв}}$, стремящийся парировать возмущение, оказывается слишком большим, а демпфирование колебаний — слишком малым, и момент $M_{\text{знв}}$ развивает такую скорость ω_z возвратного движения, что вертолет проходит (проскакивает) через равновесное положение и отклоняется в противоположную сторону, но уже на большую величину. Движение вертолета становится колебательным с увеличивающейся амплитудой, т. е. вертолет на режиме висения динамически неустойчив по тангажу.

Устойчивость при полете вперед

При переходе к режиму поступательного полета вперед улучшаются характеристики статической устойчивости вертолета вследствие повышения роли стабилизатора. Производная продольного момента стабилизатора по углу атаки существенно возрастает по абсолютной величине и может компенсировать неустойчивость НВ и фюзеляжа. Так как характеристики моментов демпфирования и устойчивости НВ по скорости меняются незначительно, оказывается, что стабилизатор является основным и очень мощным средством обеспечения продольной устойчивости вертолета. Расчеты и практика полетов показывают, что при удвоении площади стабилизаторов вертолетов Ми-2 и Ми-8 можно получить устойчивое продольное движение, но тогда возникают трудности в балансировке вертолетов на висении (особенно с попутным ветром). Такие стабилизаторы требуют выноса их назад, за струю НВ на висении, и пока не применяются. Современные вертолеты имеют

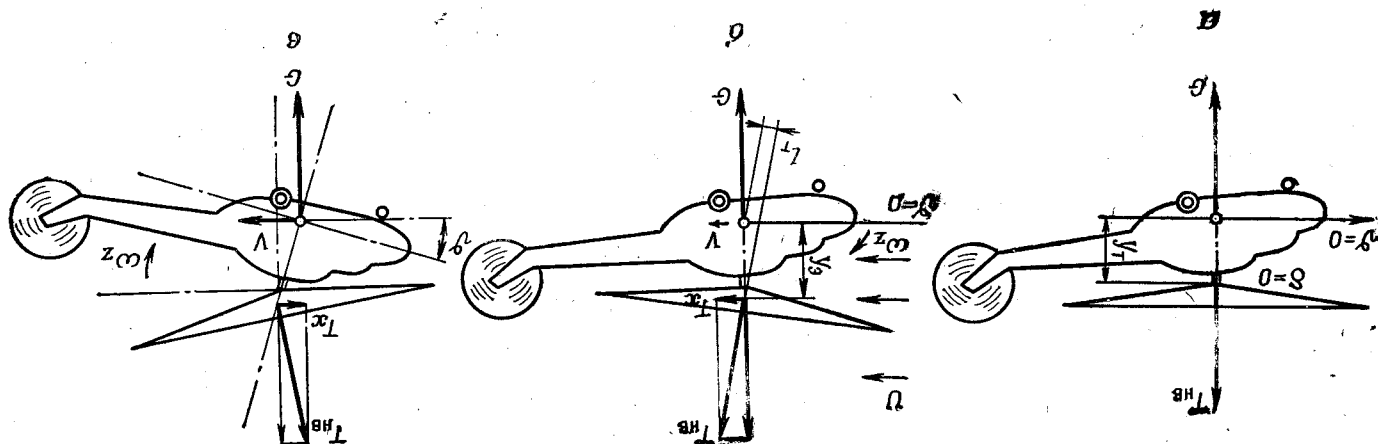


Рис. 8.23. Продольное возмущенное движение вертолета на висении

слабо неустойчивое продольное движение, причем степень неустойчивости (положительный декремент затухания колебаний) гораздо меньшая, чем на режиме висения.

8.5.5. Боковая устойчивость вертолета

Изменение угла скольжения вертолета приводит к одновременному изменению как моментов рыскания M_y , так и моментов крена M_x . Последнее обуславливает изменение крена. И наоборот, движение вертолета по крену вызывает движения рыскания. Взаимосвязь этих движений по мере увеличения скорости полета непрерывно возрастает. Поэтому эти два вида движения нельзя рассматривать раздельно, о них говорят, как об одном — боковом движении вертолета («боковом» потому, что непрерывным условием такого движения является появление или изменение скольжения). Характеристики устойчивости этого движения называются характеристиками боковой устойчивости вертолета. Их можно получить, рассматривая возмущенное движение вертолета по крену и рысканию.

Вертолет обладает боковой устойчивостью, если без вмешательства летчика способен сохранять (восстанавливать) исходные углы крена и скольжения, т. е. равновесие боковых сил, моментов крена и рыскания.

Обычно возмущающее воздействие (боковой порыв ветра, движение ручки и т. п.) вначале вызывает отклонение какой-либо одной из характеристик бокового движения — угла скольжения или угла крена. Это отклонение затем приводит к развитию бокового возмущенного движения по всем его параметрам. При этом, как и в продольном движении, на устойчивость бокового движения большое влияние оказывает первоначальная реакция вертолета на возмущение, т. е. статические характеристики его боковой устойчивости.

Статическая устойчивость по углу скольжения (путевая устойчивость)

Под статической путевой (флюгерной) устойчивостью понимают начальную тенденцию вертолета восстановить исходный угол скольжения в момент случайного его изменения. Физически для статически устойчивого в путевом отношении вертолета это означает, что при случайном появлении скольжения возникает дополнительный момент рыскания, разворачивающий вертолет на устранение этого скольжения. Следовательно, по отношению приращения момента рыскания ΔM_y к изменению угла скольжения $\Delta \beta$ (в пределе — производная $\frac{\partial M_y}{\partial \beta} = M_y^{\beta}$) можно судить о статической устойчивости вертолета по углу скольжения.

Левое скольжение считается отрицательным (рис. 8.24), а результирующий путевой момент (момент рыскания) — разворачивающий вертолет влево, — положительным. Поэтому для статически устойчивого в путевом отношении вертолета критерий статической

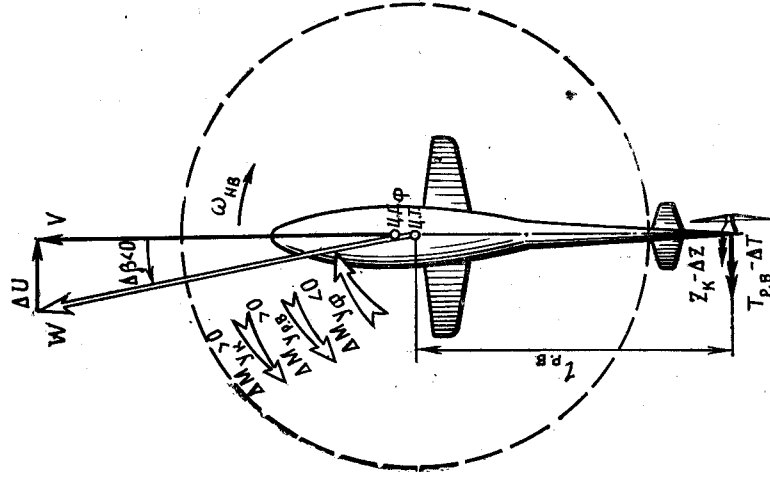


Рис. 8.24. Схема изменения путевого момента при появлении скольжения влево

устойчивости должен быть отрицательным ($M_y^{\beta} < 0$). При $M_y^{\beta} = 0$ вертолет нейтрален, а при $M_y^{\beta} > 0$ — неустойчив по углу скольжения.

Изменение результирующего момента рыскания зависит от того, как изменяются аэродинамические путевые моменты от фюзеляжа, киля (если имеется) и рулевого винта.

На висении в штиль вертолет по углу рыскания (понятие «угла скольжения» здесь отсутствует) статически нейтрален, так как после случайного изменения угла рыскания (курса) путевые моменты от упомянутых частей вертолета не изменяются и вертолет остается в новом положении.

При порывах ветра слева тяга РВ уменьшается (гл. 5), уменьшается и ее путевой момент. Под действием реактивного момента

НВ вертолет стремится развернуться на ветер, уменьшая возникший угол скольжения, т. е. является статически устойчивым по углу скольжения (в путевом отношении). Наличие килля, на котором создается боковая сила Z_k , повышает степень статической путевой устойчивости.

При порыве ветра малой скорости справа тяга РВ может не сколько возрасти. Вместе с действием боковой силы кия это обес печивает некоторую степень статической путевой устойчивости. Однако при больших скоростях ветра справа (как правило, пре вышающих допустимые ограничения) происходит падение тяги РВ вследствие развития срывной зоны на его лопастях, как описано в гл. 3. Вертоллет становится неустойчивым в путевом отношении и разворачивается хвостом на ветер.

При полете вперед все вертолеты обладают статической путевой устойчивостью, так как этому способствуют рулевой винт и киль, у которых $M_x^{\beta} < 0$ (рис. 8.24).

Степень путевой статической устойчивости вертолета значительно изменяется в зависимости от скорости полета и угла атаки фюзеляжа. Для всех вертолетов, особенно при наличии килля, характерно, что путевая статическая устойчивость увеличивается с ростом скорости полета и отрицательного угла атаки фюзеляжа. При положительном угле атаки фюзеляжа происходит затенение килля и уменьшение его эффективности (гл. 5). В результате возможно резкое уменьшение путевой статической устойчивости, что является одной из причин появления боковых колебаний вертолета.

Статическая устойчивость по углу крена.
(поперечная устойчивость)

Под статической поперечной устойчивостью понимают стремление вертолета восстановить исходный угол крена после случайного его изменения. Однако вертолет непосредственно на крен не реагирует. Изменение крена ведет к изменению равновесия боковых сил и появлению скольжения. Скользящие же приводят к изменению не только путевых, но и поперечных моментов.

На статически устойчивом в полетном отношении вертолете при отклонении по крену, например, вправо и соответственно развигии правого скольжения должен появиться дополнительный момент, кренящий вертолет влево, т. е. устраняющий отклонение. Этому соответствует отрицательное значение производной $M_{\dot{\gamma}}^{\beta} (M_{\dot{\gamma}}^{\beta} < 0)$.

Почти все элементы конструкции вертолета, и особенно несущий винт (и крыло), способствуют статической поперечной устойчивости вертолета (рис. 8.25). Поэтому для всех одновинтовых вертолетов характерна довольно высокая степень поперечной устойчивости. Она увеличивается при увеличении скорости полета и угла атаки вертолета.

Чрезмерно высокая статическая поперечная устойчивость вертолета может оказаться излишней при недостаточной поперечной устойчивости. В этом случае отклонение по крену устраняется быстрее, чем развившееся скольжение, и вертолет при том же скольжении переходит в крен противоположного направления. При

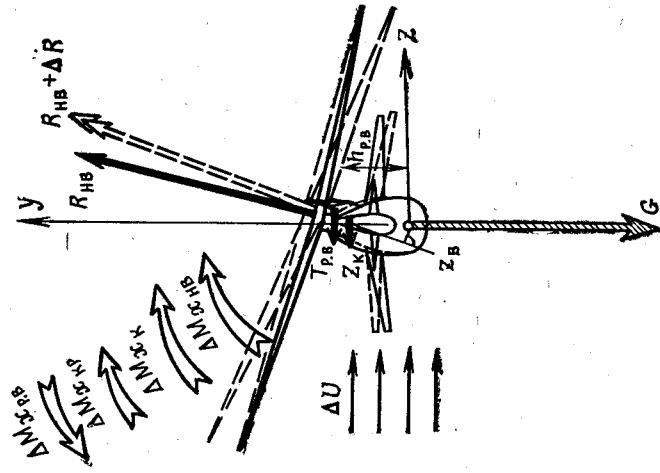


Рис. 8.25. Схема изменения поперечного момента (момента крена) при появлении скольжения влево

большом значении отношения $M_x^2/M_y^2 = \kappa'$ на некоторых режимах возможно возникновение высокочастотных поперечных колебаний вертолета, парировать которые легче не в состоянии. Поэтому иногда сознательно понижают степень статической поперечной устойчивости, с тем чтобы величина κ' находилась в пределах 0,1—1, что исключает нежелательные явления (например, делают отрицательное «поперечное V» крыла).

Устойчивость бокового движения

Поведение вертолета в процессе бокового возмущения определяется в конечном счете величиной и соотношением степеней его статической поперечной и путевой устойчивости, инерционными характеристиками и демпфирующими свойствами.

На висении и малых скоростях полета (до 30—40 км/ч) боковое движение всех одновинтовых вертолетов колебательно неустойчиво вследствие того, что на этих режимах взаимосвязь движений крена и рыскания еще невелика, а движение по крену (аналогично движению по тангажу на висении) неустойчиво. Но период колебаний по крену составляет 8—10 с, а время удвоения амплитуды также достаточно велико — 4—8 с. Это позволяет летчику своевременно вмешаться в управление и погасить случайные возникшие и развивающиеся колебания.

На больших скоростях полета, вплоть до максимальных, характеристики устойчивости бокового возмущенного колебательного движения вертолетов существенно улучшаются. Это объясняется наличием статической устойчивости в поперечном и поперечном отношении, а также увеличением демпфирования со стороны рулевого винта, киля и других элементов конструкции. Возникающие колебания по крену и углу рыскания с периодом 3—7 с носят, как правило, затухающий характер.

Подводя итог рассмотрению характеристик устойчивости, можно сделать вывод, что вертолет, имеющий несущий винт с шарнирно подвешенными лопастями, будучи предоставленным самому себе, не в состоянии достаточно длительно поддерживать установившийся режим полета. Следовательно, летчик, пилотирующий вертолет, должен все время воздействовать на органы управления, создавая управляющие моменты, направленные на парирование возмущений и сохранение заданного режима полета.

Улучшение характеристик устойчивости вертолета за счет повышения демпфирования кроме мер, указанных ранее, может быть достигнуто также путем применения гиросtabilизирующих устройств на несущем винте. Особенно большой эффект в этом случае достигается при использовании НВ с лопастями, не имеющими ГШ и ВШ, но поворачивающимися в осевом шарнире под воздействием управляющего гироскопического стержня, установленного на карданном шарнире на втулке. К сожалению, имеется еще целый ряд нерешенных проблем, препятствующих применению таких винтов на вертолетах среднего и тяжелого классов.

Основным же средством превращения вертолета в устойчивый летательный аппарат является использование в системах управления автоматических устройств (§ 8.7).

§ 8.6. УПРАВЛЯЕМОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

8.6.1. Основные понятия

Управляемость вертолета называется способностью реагировать на управляющие действия летчика. Если при пилотировании вертолета летчик совершает естественные и простые по характеру движения рычагами управления, перемещающие их приемлемыми усилиями, а вертолет быстро и соответственно перемеще-

ниям рычагов изменяет параметры движения, говорят, что вертолет обладает хорошей управляемостью.

Между управляемостью и устойчивостью вертолета имеется определенная связь. Рассматривая перемещение рычага управления как возмущение исходного режима, можно прийти к выводу, что чем более устойчив вертолет, тем быстрее его возмущенное движение, вызванное движением рычага, затухнет по отношению к новому режиму, заданному новым положением рычага (рычагов) управления. При хорошей устойчивости упрощается характер перемещений рычагов управления вертолетом и повышается точность управления им при выполнении различных маневров. Часто один и тот же фактор, например увеличение разности ГШ, повышает и устойчивость и управляемость вертолета. Правда, в ряде случаев для быстрого изменения режима полета более устойчивого вертолета требуются повышенные отклонения органов (и рычагов) управления. Поэтому, когда говорят о хороших характеристиках устойчивости и управляемости, то имеют в виду, что значения этих характеристик удовлетворяют установленному практической оптимальному соотношению между ними.

Основным органом управления вертолетом, создающим силы и моменты, необходимые для управления в продольной и поперечной плоскостях, является несущий винт. Уравновешивание реактивного момента НВ и путевого управления вертолетом осуществляется с помощью рулевого винта. Несущим винтом летчик управляет с помощью ручки управления и рычага общего шага, рулевым — с помощью педалей.

Показатели управляемости представляются в виде соотношений между величинами, количественно характеризующими действия летчика и реакцию вертолета на эти действия.

8.6.2. Показатели и особенности управляемости вертолетов

Эффективность управления $M_{упр}^{\Delta}$ определяется величиной управляющего момента, действующего на вертолет, при отклонении ручки (рычага) управления на единичную величину (градус или миллиметр):

$$M_{упр}^{\Delta} = \frac{\partial M_{упр}}{\partial \Delta}, \quad (8.43)$$

где Δ — отклонение ручки (педалей) управления в продольном, поперечном или путевом направлении (соответственно получают эффективность продольного, поперечного и путевого управления).

Рассмотрим эффективность управления от ручки циклического шага. При отклонении ручки от балансирующего положения на величину Δ_2 и соответственно отклонении кольца АП и силы $T_{НВ}$ (рис. 8.26) возникает управляющий момент

$$M_{упр} = T_{НВ} U_T \sin \delta_2.$$

Этот момент стремится наклонить вертолет. При наличии разности ГШ возникает дополнительный момент $M_{ГШ} \approx 2F_{цб} l_{ГШ} \sin \delta_z$, также стремящийся наклонить вертолет в ту же сторону, что и $M_{упр}$. Учитывая, что углы отклонения $T_{нв}$ не превышают $12-15^\circ$, можно принять $\sin \delta_z = \delta_z$. Таким образом, в результате

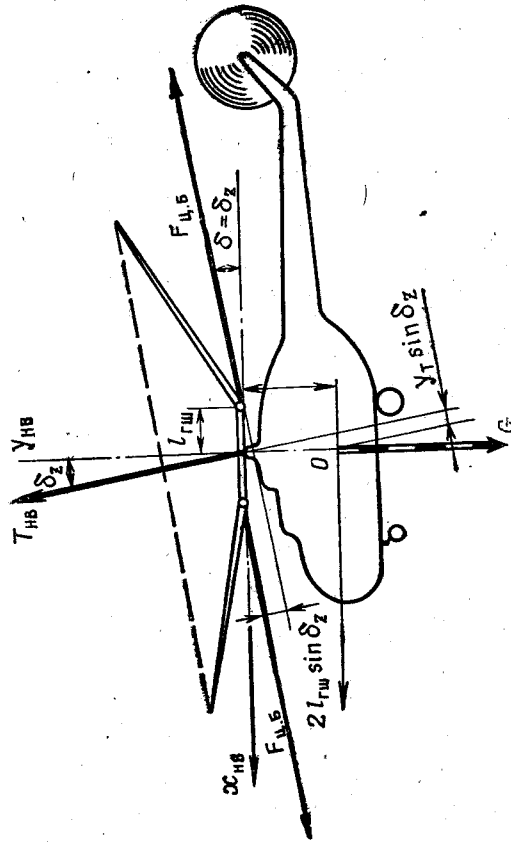


Рис. 8.26. К определению эффективности управления

отклонения ручки управления возникает суммарный управляющий момент

$$M_{упр} \approx (T_{нв} y_{\tau} + 2F_{цб} l_{ГШ}) \delta_z. \quad (8.44)$$

На линейном участке зависимости угла отклонения АП от хода ручки $\delta_z = k_{АП} \Delta_z$, тогда эффективность продольного управления выразится формулой

$$M_z^{\Delta} = \frac{\partial}{\partial \Delta_z} [(T_{нв} y_{\tau} + 2F_{цб} l_{ГШ}) k_{АП} \Delta_z] = k_{АП} (T_{нв} y_{\tau} + 2F_{цб} l_{ГШ}). \quad (8.45)$$

Формула (8.45) показывает, что эффективность продольного (и поперечного) управления пропорциональна величине тяги НВ, центровке по вертикали, разности ГШ и моменту инерции лопастей относительно ГШ. Эти же факторы повышают и устойчивость вертолета. Вертолеты с высоким расположением НВ и большим разномом ГШ обладают лучшей эффективностью управления. Объясняется это тем, что воздействие на величину и наклон силы $T_{нв}$ от внешних возмущений и при управлении летчиком идет разными путями (не так, как у самолета, путем изменения его положения относительно направления движения).

Зная эффективность управления на различных режимах полета, можно определить управляющий момент при отклонении рычага управления на величину Δz : $M_{упр}^{\Delta} = M_{упр}^{\Delta} \Delta z$.

В реальных условиях максимальный располагаемый управляющий момент будет различным на разных режимах полета, так как рычаг управления обычно не находится в нейтральном положении. Но на всех режимах полета должна быть обеспечена возможность парирования возмущений, действующих на вертолет. Поэтому балансировочные положения рычагов управления при предельно допустимых положениях ц.м. не должны быть предельными для рычагов. Запасы управления, т. е. ход рычага от балансирующего положения до упора, в этих крайних случаях должны составлять не менее 20%.

Чувствительность управления. Определяется величиной установившейся угловой скорости вертолета, достигаемой при отклонении рычагов управления (или АП, или шага НВ, РВ) на 1° . При вращении вертолета под действием появившегося управляющего момента возникают противодействующие моменты — демпфирующие и стабилизирующие. Вращение вертолета от действия управляющего момента определяется в первый момент уравнением $J_z \dot{\omega}_z = M_{упр}^{\Delta}$, где i — индекс соответствующей оси вращения. Например, при отклонении ручки управления вбок на единицу хода вертолет начнет вращение с угловым ускорением $\dot{\omega}_z$, равным частному от деления эффективности поперечного управления на момент инерции относительно продольной оси:

$$\dot{\omega}_z = \dot{\omega}_z = \frac{M_z^{\Delta}}{J_z}. \quad (8.46)$$

При этом возникает демпфирующий момент НВ, который растет по мере увеличения скорости вращения. Следовательно, угловая скорость вращения будет увеличиваться только до тех пор, пока демпфирующий момент не сравнится с управляющим. Далее вертолет будет продолжать вращение с этой же скоростью. Если демпфирование велико, то угловая скорость, которой достигнет вертолет при данном отклонении ручки, невелика. Соответственно увеличивается и время достижения вертолетом нового заданного положения. Наоборот, если демпфирующий момент сравнительно мал, то при той же эффективности и таком же отклонении ручки вертолет быстро достигнет значительной угловой скорости и нового желаемого положения. Величина достигаемой угловой скорости и время перехода вертолета к новому режиму характеризуют чувствительность управления. Чувствительность управления может быть также определена отношением эффективности управления M_z^{Δ} к демпфированию вертолета M^{ω} : $K_d = M_z^{\Delta} / M^{\omega}$.

Ясно, что чувствительность пропорциональна эффективности управления и обратно пропорциональна демпфированию. Чем больше эффективность и меньше демпфирование, тем выше чувствительность. Низкая чувствительность управления делает вер-

толет малоповоротливим, высокая — строгим в пилотировании, что может привести к раскачке машины летчиком. Угловое ускорение при заданном отклонении рычага управления обратно пропорционально моменту инерции относительно оси вращения и больше демпфированию. Поэтому, чем больше момент инерции и больше демпфирование, тем больше при данном отклонении рычага управления время выхода вертолета на установившееся вращение.

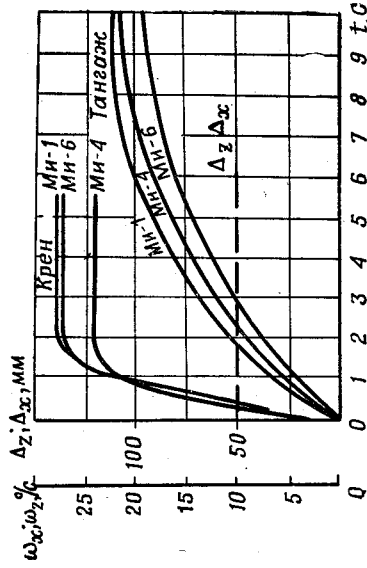


Рис. 8.27. Нарастание угловой скорости вертолета по тангажу и крену при ступенчатом отклонении ручки управления на 50 мм

На рис. 8.27 приведены графики, показывающие изменение угловой скорости крена и тангажа по времени для вертолетов Ми-1, Ми-4 и Ми-6. Как видно из рисунка, величины угловых ускорений и установившихся скоростей вращения этих вертолетов отличаются мало, хотя масса и моменты инерции вертолета Ми-6 в десятки раз больше, чем у Ми-1. Очевидно, что у Ми-6 соответственно больше и эффективность управления. Поэтому для сравнительной оценки управляемости различных вертолетов применяются не абсолютные, а относительные (по отношению к моменту инерции) характеристики.

Чувствительность управления как соотношение между эффективностью управления и демпфированием (или их относительными величинами $\bar{M}^2/J = M^2/J$ и $\bar{M}^\omega = M^\omega/J$) является очень важной характеристикой управляемости с точки зрения летчика. Летные испытания и исследования на тренажерах показывают, что существуют области оптимальных значений чувствительности управления, при которых пилотажные характеристики вертолета оцениваются летчиком как хорошие. Имеется также диапазон значений чувствительности, считающийся приемлемым для пилотирования. Такие диапазоны определяются для каждого вида управления — продольного, поперечного и путевого. На рис. 8.28 показаны графики соотношений между относительным демпфированием и от-

носительной эффективностью управления, считающихся хорошими и приемлемыми, а также значения этих соотношений для конкретных вертолетов. Из рисунков видно, что показатели управляемости отечественных вертолетов являются в основном приемлемыми. Оптимальным же характеристикам управляемости соответствуют более высокие значения относительного демпфирования и относительной эффективности управления, которые не удается получить

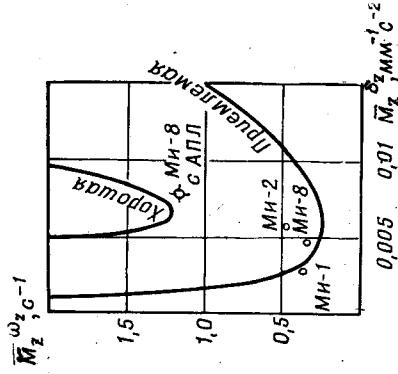


Рис. 8.28. Кривые равных оценок летчика согласно летным исследованиям (продольное управление)

практически на вертолете с обычной шарнирной подвеской лопастей НВ. Необходимое повышение относительной эффективности управления можно получить либо применяя жесткий несущий винт (у лопастей только осевые шарниры), либо искусственно увеличивая демпфирование путем применения для этого системы автоматического управления и стабилизации.

Запаздывание в управлении определяется временем $t_{зап}$ от начала отклонения ручки управления до начала изменения положения вертолета. Для изменения наклона силы $T_{НВ}$, за счет которого создаются продольные и поперечные управляющие моменты, надо изменить наклон плоскости вращения концов лопастей НВ, а для этого надо перейти сначала к новому закону изменения установочных углов лопастей по азимуту, изменив наклон кольца АП, а затем к новому закону махового движения лопастей. На переход к новому закону изменения циклического шага для каждой лопасти требуется, по крайней мере, время одного оборота НВ. Установление нового закона махового движения занимает еще большее время, так как в силу большой инерционности и упругости лопастей конус вращения стремится сохранить свое положение в пространстве. Следовательно, нужное направление силы устанавливается не сразу, а с некоторым (очень заметным) запаздыванием. Этому способствуют также дополнительные вихреобразования в струе НВ, возникающие вследствие большей нестационарности обтекания лопастей при перемещении конуса вращения. Поэтому-то вертолет реагирует на отклонение ручки управления всегда с некоторым запаздыванием, равным 0,2—

0,4 с. Особенно заметно запаздывание в управлении НВ у тяжелых вертолетов типа Ми-6 с большим диаметром несущего винта. Запаздывание в пугевом управлении вертолетом обычно гораздо меньше, чем в продольном и поперечном, и практически не ощущается летчиком.

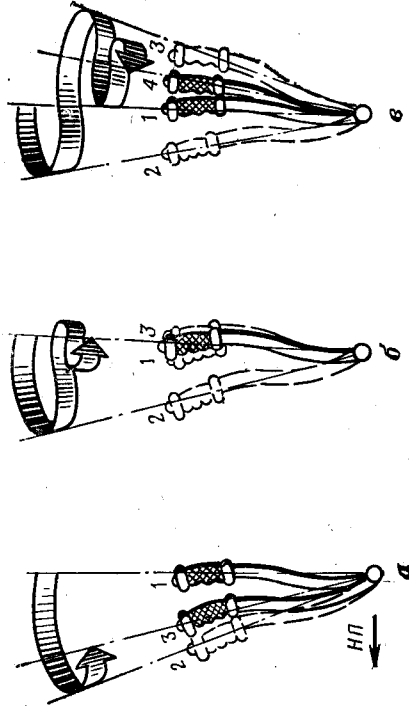


Рис. 8.29. Характер перемещения ручки при управлении вертолетом: а — нейтральным; б — нейтральным; в — нейтральным

Пилотируя вертолет, летчик все время чувствует, что машина с запаздыванием «ходит за ручкой». Чтобы получить необходимую управляемость (уменьшить время переходного процесса); движения ручки должны быть двойными упреждающими. Для наклона вертолета в целях изменения его положения и движения необходимо отклонить ручку управления в нужную сторону на величину, большую, чем требуется для балансировки на новом режиме, и, не дожидаясь, пока вертолет займет необходимое положение, плавно уменьшить отклонение до значения, соответствующего новому режиму балансировки (рис. 8.29, а).

Таков характер перемещения ручки при управлении вертолетом на тех режимах полета, где он устойчив. Если же вертолет не обладает устойчивостью движения, управление им значительно усложняется. Характер перемещения ручки управления при маневрировании на таком вертолете показан на рис. 8.29, б. Например, для уменьшения угла тангажа необходимо сначала отдалить ручку управления от себя, а затем, не дожидаясь того момента, когда вертолет отклонится на требуемый угол, переместить ее на себя за исходное балансирующее положение на большую величину для прекращения быстро развивающегося движения вертолета. Как только вертолет прекратит вращение (поворот), ручку управления следует вернуть за исходное положение, которое соответствует уже в новое балансирующее положение, которое соответствует меньшему значению угла тангажа. Ввиду того что трудно рас-

считать точную дачу ручки управления с учетом запаздывания и вертолет, кроме того, может легко проскочить потребное значение угла тангажа из-за статической неустойчивости по углу атаки, подобные движения ручкой управления летчик выполняет несколькими сравнительно небольшими по ходу «ступеньками» (толчками), т. е. необходима серия двойных движений, чтобы точно отклонить вертолет на требуемый угол тангажа, а затем еще и сохранить его.

§ 8.7. ПРИМЕНЕНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ВЕРТОЛЕТАМИ

Изложенные выше характеристики устойчивости показывают, что вертолеты на большинстве режимов полета являются неустойчивыми летательными аппаратами. Основные причины этого — неадекватные статические характеристики устойчивости и слабое демпфирование.

Наиболее полное и радикальное решение задачи обеспечения устойчивости вертолета достигается при использовании специальных автоматических устройств, улучшающих пилотажные характеристики вертолетов и помогающих летчику (а временами заменяющих его) в пилотировании вертолета. К таким устройствам относятся автопилоты (АПЛ) и (в последнее время) системы автоматического управления (САУ). Вертолетные автопилоты минимум трехканальные, т. е. осуществляют регулирование или стабилизацию заданного положения фюзеляжа в пространстве по тангажу, крену и курсу. Правда, автопилот, стабилизирующий только ориентацию фюзеляжа вертолета, не может с необходимостью для практики точно поддерживать установившийся режим полета. Для этого схема автопилота дополняется системами стабилизации высоты и скорости полета.

В состав автопилота входят следующие основные части (для каждого канала управления):

- датчики или воспринимающие элементы; и преобразователями управляющего сигнала;
- вычислительное устройство с усилителями и исполнительными элементами (рулевые машины).

Кроме этих частей имеются и другие (вибраторы, механизмы согласования и т. д.), рассмотрение функций которых здесь не обязательно.

На рис. 8.30 показана простейшая структурная схема автопилота по каналу тангажа (схемы остальных каналов в принципе аналогичны). Датчики (обычно гироскопические) фиксируют угол тангажа вертолета. Полученное значение угла тангажа φ сравнивается с заданным $\varphi_{зад}$, определяется их разность, так называемая величина рассогласования $\Delta\varphi = \varphi_{зад} - \varphi$, в соответствии с которой выдается сигнал в вычислительное устройство (ВУ). При наличии рассогласования $\Delta\varphi \neq 0$ ВУ по определенному алгоритму (закону) управления вырабатывает управляющий сигнал

x_p , направленный на устранение рассогласования. Этот сигнал должным образом усиливается, преобразуется и поступает на рулевую машину (гидроусилитель), включенную в цепь управления автоматом перекоса. В соответствии с полученным сигналом рулевая машина изменяет наклон кольца АП так, чтобы путем

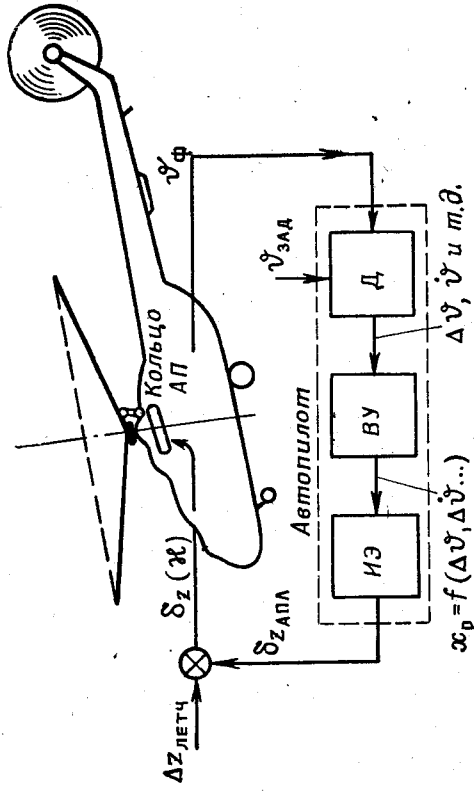


Рис. 8.30. Структурная схема автопилота на вертолете:
Д — датчик; ВУ — вычислительное устройство с усилителями и преобразователями сигнала; ИЗ — исполнительный элемент

отклонения силы $T_{\text{нв}}$ создать момент, приводящий вертолет к заданному углу тангажа. При этом ручка управления может оставаться в неизменном положении.

Вычислительное устройство может реализовать различные алгоритмы управления, начиная от простейшего, позиционного, когда управляющий сигнал пропорционален рассогласованию («позиции» вертолета). При выработке сигнала могут также учитываться скорость изменения рассогласования, вторая производная — угловое ускорение вертолета и т. д.

Сама величина сигнала может изменяться со скоростью, пропорциональной рассогласованию и его производным по времени (скоростной закон регулирования). Обычно величина командного сигнала АПЛ — $\Delta\delta_{\text{АПЛ}} = x_p$ (закон управления) выражается формулой

$$x_p = i\Delta\vartheta + i_\omega\Delta\vartheta, \quad (8.47)$$

где i и i_ω — передаточные числа автопилота, определяющие его реакцию соответственно на $\Delta\vartheta$ и $\Delta\vartheta$.

Таким образом, автоматическое устройство может увеличивать сигнал на первом этапе приведения вертолета к заданному положению и уменьшать его, когда вертолет начнет возвращаться к этому положению, как бы осуществляя движения рычагами

управления, которые выполняет летчик, пилотирующий вертолет. Разница заключается лишь в том, что современный автопилот при определенном отклонении вертолета по углу и угловой скорости всегда отклоняет управление совершенно определенным образом, а летчик может реагировать по-разному в зависимости от обстановки и целей маневра. В дальнейшем самонастраивающиеся автопилоты смогут осуществлять более гибкие алгоритмы управления. Однако уже сейчас автопилот с рассмотренными выше свой-

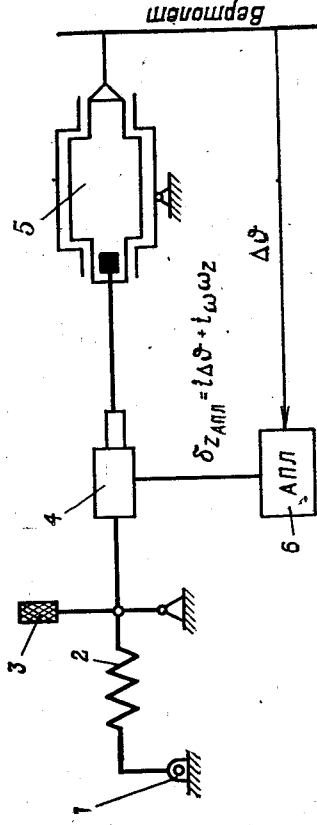


Рис. 8.31. Включение автопилота в систему управления по дифференциальной схеме:

1 — муфта автотриммера; 2 — нагрузочная пружина; 3 — ручка управления; 4 — раздвижная тяга; 5 — гидроусилитель; 6 — автопилот

ствами обеспечивает поддержание заданного режима полета без вмешательства летчика. В результате вертолет с включенным автопилотом обретает новое качество — устойчивость собственного движения. При этом в корне меняется динамика вертолета как управляемого объекта и упрощается техника пилотирования.

Для обеспечения летчику управления вертолетом «вместе с автопилотом» рулевые машины включаются в систему управления последовательно, или, как говорят, дифференциально (рис. 8.31), т. е. так, что отклонение органа управления происходит по двум причинам:

- от отклонения рычага управления летчиком;
- от сигнала автоматического устройства.

При таком включении рулевая машина действует как раздвижная тяга, встроенная в жесткую механическую проводку управления. Летчик может вмешаться в управление в любой момент, отклоняя рычаг управления, изменяя режим полета и одновременно задавая автопилоту новые значения параметров полета, которые необходимо теперь поддерживать. Постоянная работа автопилота, направленная на гашение отклонений от заданного режима полета, обеспечивает в восприятии летчика существенное повышение характеристик демпфирования вертолета по сравнению с его собственными свойствами без АПЛ. Кроме того, при управлении с АПЛ, имеющим закон регулирования типа (8.47),

увеличивается эффективность управления. Это достигается с помощью так называемых компенсационных датчиков, обеспечивающих центрирование рулевых машин на различных режимах полета (т. е. в соответствии с различными положениями рычагов управления). Вводимый в автопилот сигнал положения рычага управления (ручки) приводит к дополнительному (от АПЛ) увеличению отклонения органов управления пропорционально величине перемещения рычагов.

Таким образом, пилотируя вертолет с включенным автопилотом, летчик воспринимает вертолет как устойчивый летательный аппарат с хорошими характеристиками управляемости.

Дифференциальная схема включения рулевых машин автопилотов предусматривает ограничение хода исполнительных штоков не более 20—25% полного диапазона отклонения управления. Это исключает появление опасных ситуаций в полете при отказе автопилота, поскольку у летчика всегда остается запас управления для парирования влияния отказавшей системы, даже при уходе штоков рулевых машин в крайнее положение.

Благодаря отмеченным свойствам автопилоты, устанавливаемые на современных вертолетах (АП-34Б, ВУАП-1 и др.), обеспечивают простоту пилотирования на всех эксплуатационных и критических режимах в простых и сложных метеорологических условиях полета днем и ночью. При этом существенно разгружается внимание летчика при пилотировании вертолета и уменьшаются затраты его умственной и физической энергии. Точность выдерживания заданного углового положения вертолета по крену, тангажу и курсу в спокойной атмосфере у современных автопилотов составляет $\pm(0,5 \div 1)^\circ$.

Безопасность полета в случае какого-либо отказа автопилота обеспечивается:

- ограничением перемещений исполнительных органов управления вертолетом по сигналам автопилота;
- индикацией положений штоков рулевых машин автопилота;
- автоматическим отключением автопилота при отказе любого из источников питания или бортовых датчиков, контролирующих исправность автопилотов, и т. д.

Развитие автопилотов и улучшение их характеристик и возможностей позволили расширить функции автоматического управления, выйти из сферы контроля и стабилизации углового положения вертолета и перейти к автоматическому управлению траекторией полета. Для этого создаются системы автоматического управления (САУ), составной частью которых является автопилот. Автопилот в САУ обеспечивает работу внутреннего контура управления по углам пространственного положения вертолета. Остальные элементы САУ обеспечивают автоматическое выполнение заданной (запрограммированной) заранее или формируемой в соответствии с задачей) траектории движения. Для этого САУ имеет дополнительные воспринимающие элементы, дающие информацию о параметрах траектории, вычислительные устройства.

(ЭВМ), вырабатывающие командные сигналы, и другие элементы, обеспечивающие ввод этих сигналов в соответствующие каналы автопилота и системы управления вертолетом. САУ имеют высокие показатели по точности выдерживания контролируемых (задаваемых) величин. Например, высота полета контролируется и выдерживается по определенному закону с точностью до ± 5 м и выше, приборная скорость — с точностью до $\pm(5 \div 10)$ км/ч.

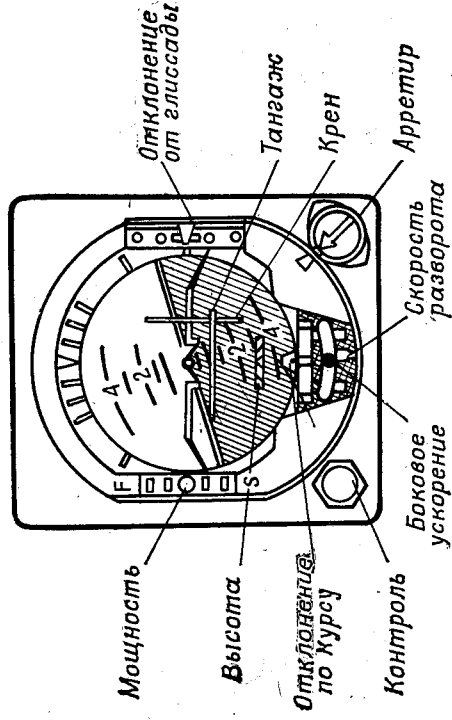


Рис. 8.32. Внешний вид командно-пилотажного прибора (вариант директорного авиагоризонта)

Однако нельзя рассчитывать на возможность автоматического управления полетом вертолета во всех случаях, особенно при сложной и изменяющейся воздушной обстановке, при перенацеливании и т. д. В то же время целесообразно (для облегчения и повышения качества работы летчика при выполнении различных задач) использовать возможности САУ по обобщению показаний пилотажно-навигационных приборов и выполнению сложных расчетно-логических операций, не говоря уже о роли САУ в улучшении характеристик устойчивости и управляемости вертолета. Поэтому в настоящее время для отечественных и зарубежных вертолетов разрабатываются системы комплексного полуавтоматического (директорного) управления, расширяющие сферу использования САУ. При директором управлении результаты автоматического решения сложных задач, возлагаемых на САУ, выдаются в виде командных сигналов не в автопилот, а на директорные стрелки командно-пилотажного прибора (КПП). Внешний вид КПП показан на рис. 8.32. Летчик пилотирует вертолет, руководствуясь этими командами, а также учитывая другую информацию, которая не вводится (или не может быть введена) в САУ. КПП указывает летчику, куда и каким образом отклонять рычаги управления вертолетом, чтобы выполнить оптимальный в данных условиях маневр, рассчитанный САУ с учетом установленных ограничений (по перегрузке, темпу взятия шага и т. д.).

В этом состоит отличие директорного управления от обычной приборной или визуальной индикации, когда летчик наблюдает отклонения от заданных значений по угловому положению вертолета или траектории движения и должен самостоятельно решать задачу выбора оптимального маневра.

Следует подчеркнуть, что на КПП для отработки летчиком вручную выдаются лишь низкочастотные сигналы (команды) управления. Все высокочастотные сигналы (с частотой $\approx 0,5$ рад/с и более), связанные со стабилизацией положения вертолета или заданной траектории, обрабатываются автоматически, не загружая летчика. Указания КПП дополняются информацией о траектории движения относительно земли в плане, которая выдается на индикатор с движущейся картой, где показывается курс, дальность и боковое уклонение. Кроме того, летчик может использовать обычные пилотажно-навигационные приборы для контроля воздушной скорости и высоты полета, вертикальной скорости и т. п.

Глава 9

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 косого 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):

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

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 $\Psi = \text{const}$;

$$\sum M_{x_i} = \sum M_y = \sum M_{z_i} = 0$$

условия постоянства углов крена, курса и тангажа.

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

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

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

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

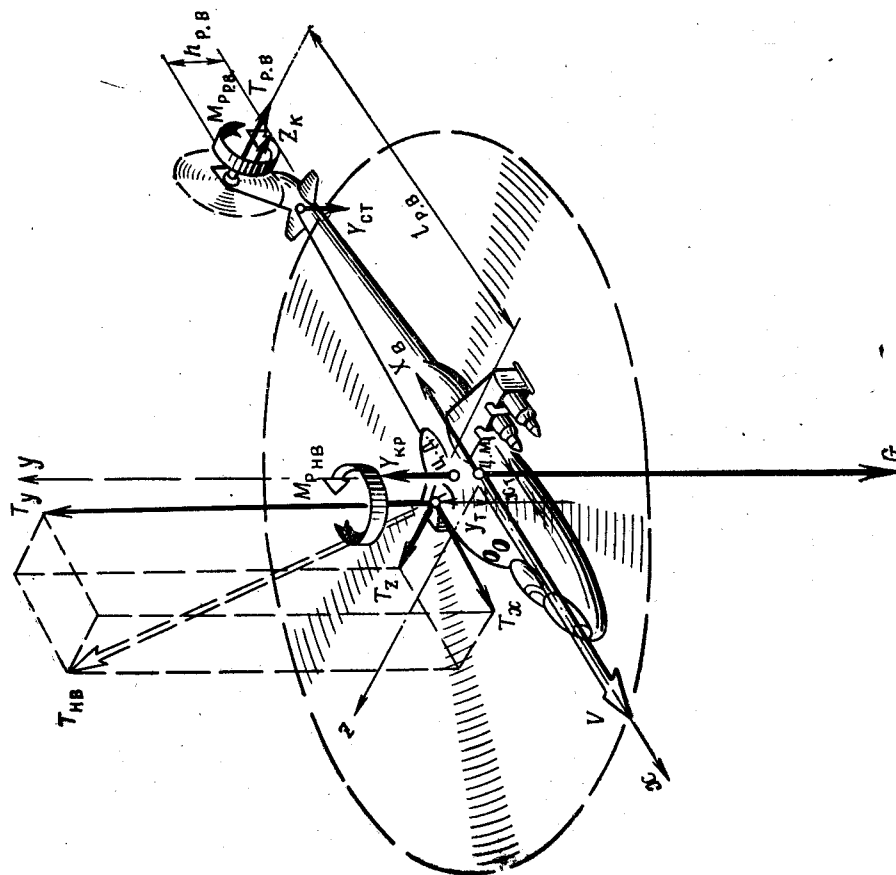


Рис. 9.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в режиме горизонтального полета

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 $T_{г.п}$ для горизонтального полета зависит от величины полетной массы (m), так как

пропорционально изменению m изменяется сила тяжести вертолета G , а значит, и потребная 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

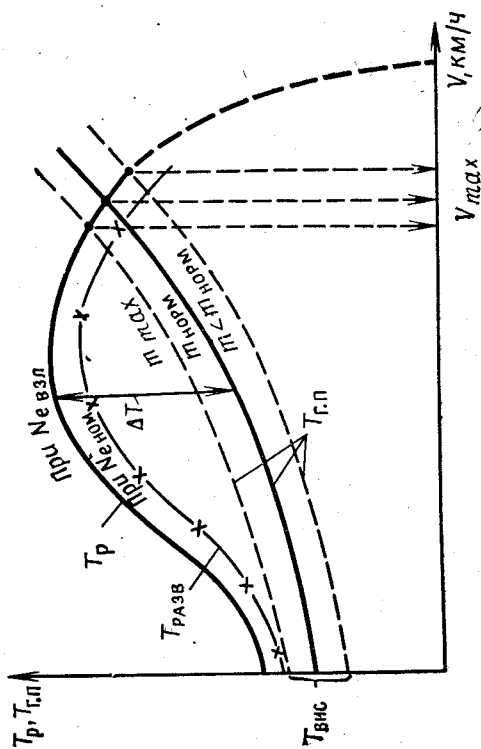


Рис. 9.2. Зависимость потребной и располагаемой тяг $T_{г.п}$ от скорости полета и полетной массы вертолета

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

Располагаемая тяга $HВ$ не зависит от величины массы вертолета. Она зависит от высоты полета, частоты вращения $HВ$ 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, потребной для полета на данной скорости. Мощность, потребная для горизонтального полета (или потребная мощность $N_{г.п}$) — это мощность, которую необходимо подводить к несущему винту для выполнения установившегося режима горизонтального полета. Поэтому потребную мощность $N_{г.п}$ можно считать, если учесть затраты мощности для образования потребной

тяги $T_{г.п.}$ В целом потребляемая мощность для горизонтального полета складывается из расходов мощности для создания индуктивной скорости ($N_{инд.}$), преодоления профильного сопротивления вращения 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 потребляемая 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, потребляемая 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:

$$N_{пр} = \frac{M_{кр. \omega}^{HВ}}{75} \quad (9.8)$$

Увеличение скорости полета V ведет к изменению скорости обтекания элементов наступающих и отступающих лопастей НВ ($W_r = \omega r + V_{хнв} \sin \varphi$). 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

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

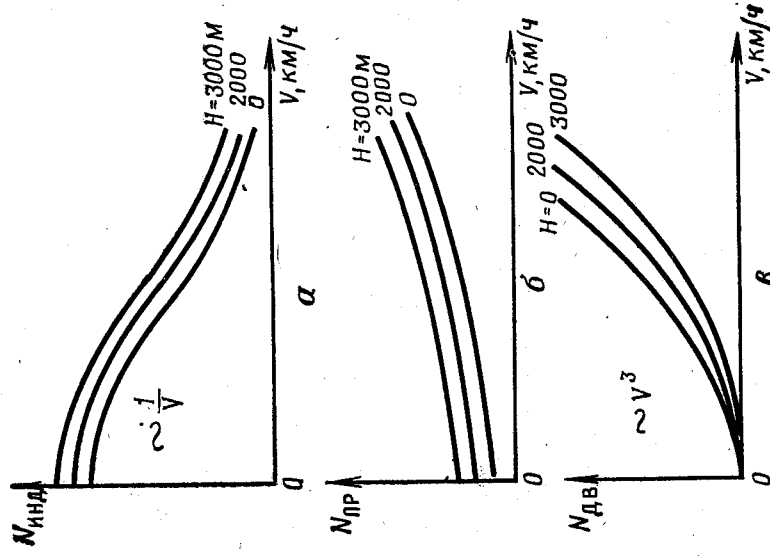


Рис. 9.3. Зависимость составляющих потребляемой мощности индуктивной $N_{инд.}$, профильной $N_{пр}$ и движения $N_{дв.}$ от скорости и высоты полета вертолета ($m = const$)

Вредное сопротивление вертолета изменяется пропорционально квадрату скорости полета, поэтому $N_{дв.}$ с увеличением скорости изменяется пропорционально V^2 . 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 всеи вертолетам независимо от количества винтов и направления вращения.

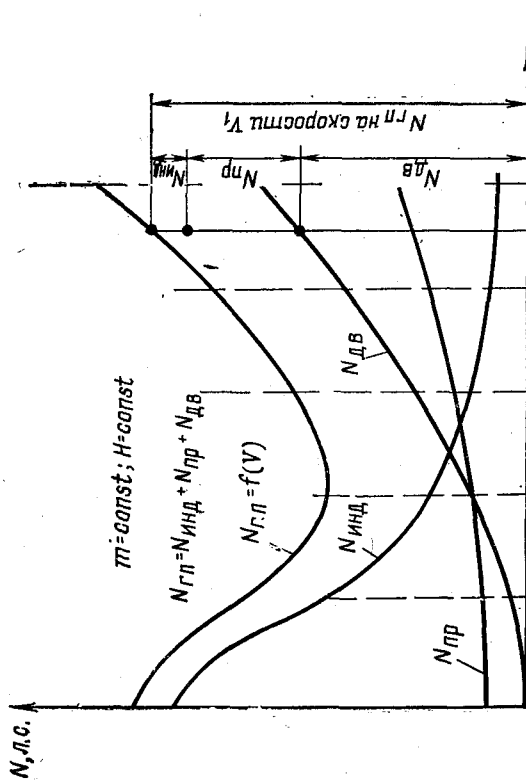


Рис. 9.4. Получение зависимости потребной мощности для горизонтального полета

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

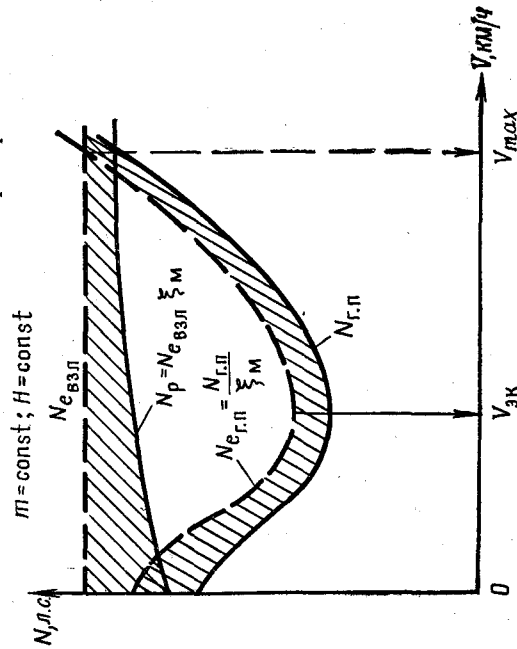


Рис. 9.5. Зависимости потребной и располагаемой мощности двигателей (штриховые линии) и для несущего винта (сплошные линии) от скорости горизонтального полета

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

Полученная таким образом потребная мощность $N_{г.п}$ будет не- сколько меньше эффективной мощности $N_{г.п}$, 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:

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

Установившийся полет вертолета возможен, если подводимая к НВ мощность равна потребной. Сравнивая потребную и располагаемую мощности, 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 вперые 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 $1 - V_{\min} = 0$, 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 — определяет $V_{\max}$ — 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.

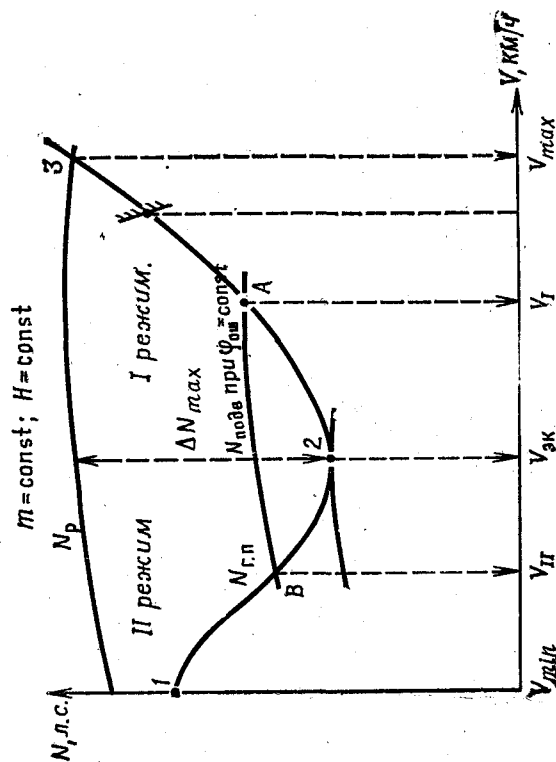


Рис. 9.6. Кривые потребной и располагаемой мощностей для горизонтального полета (кривые Н. Е. Жуковского)

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 $N_{вид}$ 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 $N_{\text{вид}}$ и отчасти $N_{\text{пр}}$, см. формулы (9.7) и (9.8), практически не изменяя $N_{\text{дв}}$. При этом зависимости $N_{r,n} = f(V)$ сдвигаются вверх, как это показано на рис. 9.7, б, в.

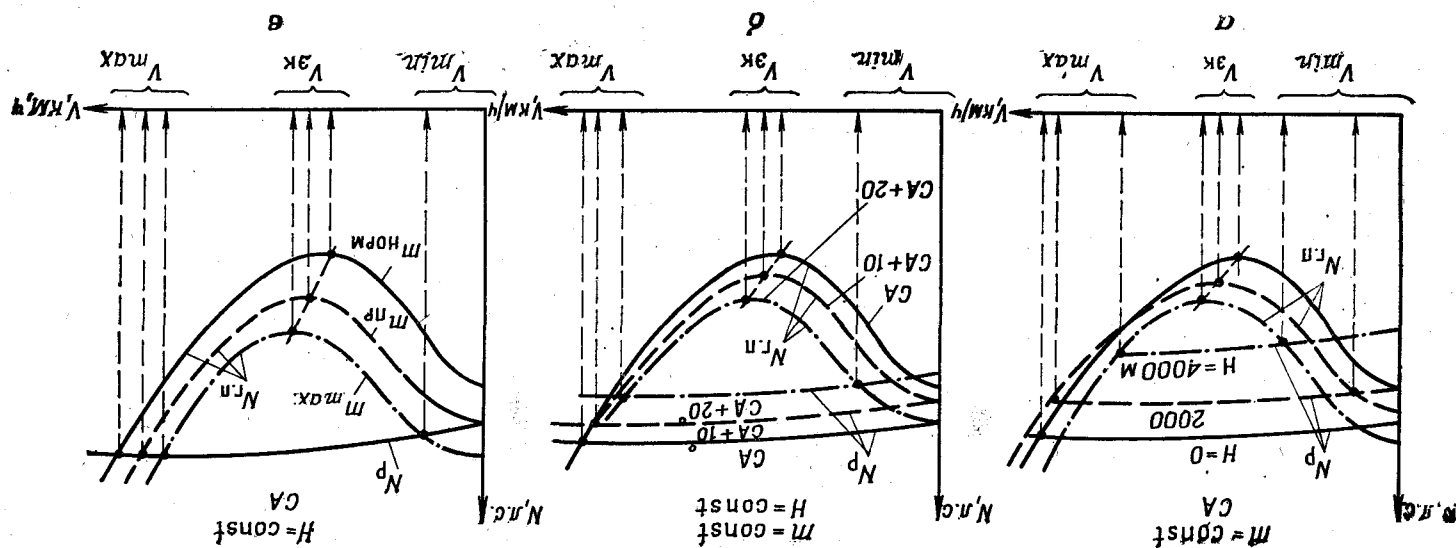


рис. 9.7. Влияние на потребность и потребляемую мощность горючего факторов:

а — высоты полета; б — температуры надувного 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.

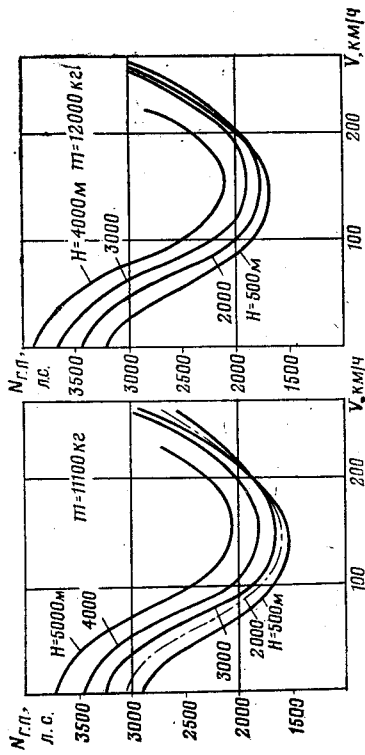


Рис. 9.8. Зависимость мощности, потребной для горизонтального полета вертолета Ми-8, от скорости и высоты полета

§ 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 $Oab\delta'$ (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 $m, m_{нв}$ в стандартных условиях.

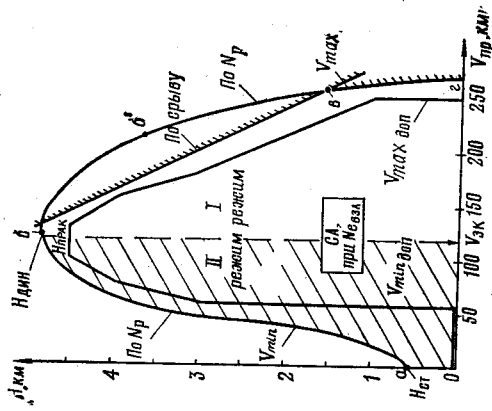


Рис. 9.9. Теоретически возможные эксплуатационные диапазоны скоростей и высот полета вертолета

ка a). На высоте более $H_{\text{ст}}$ 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 N_B 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 высотам изменяется, как показано на рис. 9.9 линией bb' 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 ba). С увеличением скорости и высоты полета растет потребное значение $\Phi_{\text{отш}}$, и на отступающей лопасти (с азимутами 270° — 300°) вследствие увеличения скорости взмаха вниз и работы регулятора взмаха местные углы атаки становятся закритическими. В результате этого нарушается плавность обтекания профиль лопастей 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—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 нагрузжениях 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 $m_{\text{норм}}$) ска-
зывается на изменениях $N_{г.п}$ (рис. 9.7, в). Увеличение силы тяже-
сти ведет к уменьшению высоты статического и динамического
потолков вертолета, к необходимости увеличения минимальной
скорости на $H > H_{ст}$ и уменьшению V_{max} (рис. 9.10, а, кривая
для m_{max}).

Влияние атмосферных условий. Диапазон скоростей
и высот полета обычно определяется для стандартных атмосфер-
ных условий, соответствующих стандартной атмосфере (СА).
В реальных условиях на той или иной высоте полета как темпе-
ратура, 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 высотемере давление
760 мм рт. ст. При этом изменение давления на высоте (относи-
тельно СА) ведет к изменению только истинной высоты полета
над пролетаемой местностью, а выдерживаемая заданная при-
борная высота будет соответствовать стандартным условиям. По-
этому изменение плотности нужно учитывать только в зависимости
от разницы температуры наружного воздуха относительно стан-
дартной для данной высоты полета.

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

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

Режим работы двигателей влияет на диапазон скоро-
стей и высот полета через изменение N_p . Уменьшение N_p или обо-
ротов 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. По-
этому уменьшение оборотов НВ при полете на V_{min} и V_{max} неже-
лательно.

В целом перечисленные факторы значительно изменяют диа-
пазон скоростей и высот полета, и их необходимо учитывать в ин-
тересах 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-

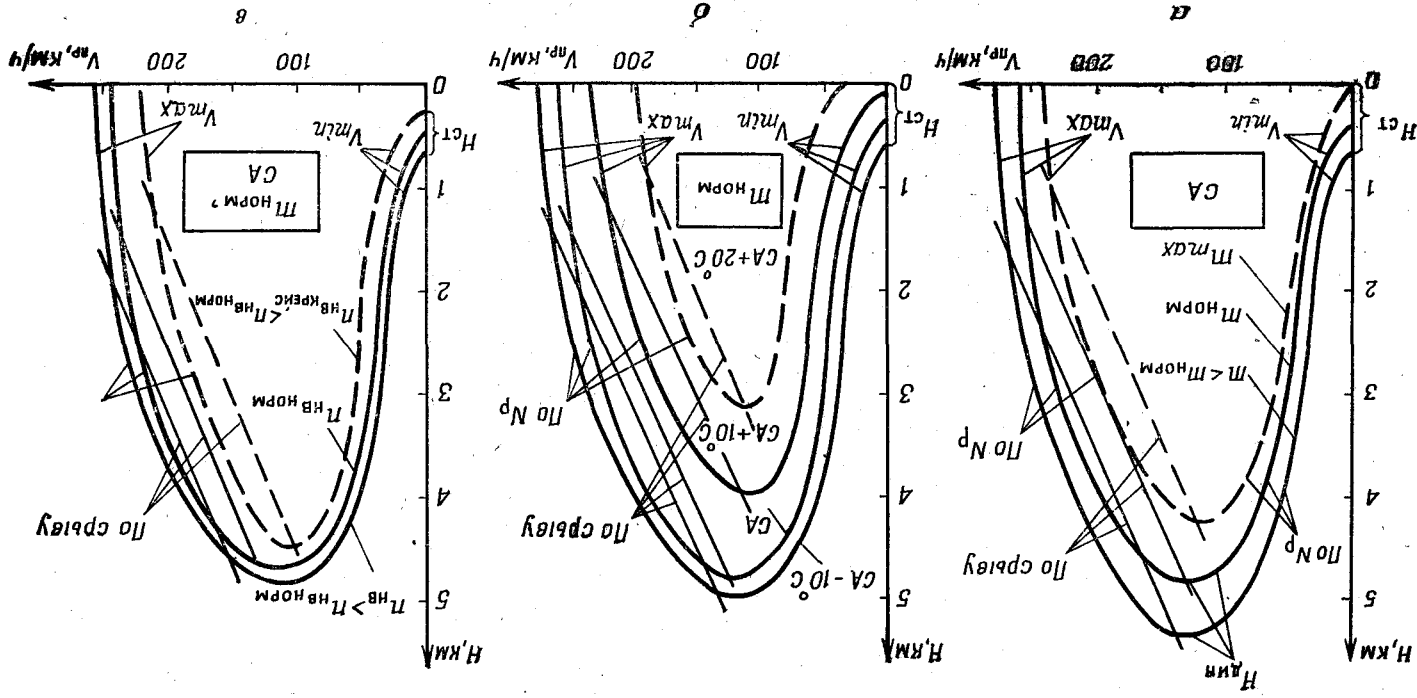


Рис. 9.10. Изменение диапазона скоростей и высот полета от различных эксплуатационных факторов:
а — при изменении массы вертолета (m); б — при изменении температуры (t); в — при изменении оборотов НВ (N_p)

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 $N_{\text{полв}} (\varphi_{\text{ош}} = \text{const})$ 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 $X_{\text{ар}}$, что вертолет без изменения положения рычага общего шага НВ восстанавливает исходную скорость полета. При этом легчик, балансируя вертолет по тангажу ручкой управления, сохраняет горизонтальность траектории ($V_y = 0$). Например, при встречном порыве ветра скорость по прибору ($V_{\text{пр}}$) 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 ($N_{г.п} > N_{\text{полв}}$) 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 $X_{\text{ар}}$ будет уходить от исходной скорости полета (при условии, что общий шаг НВ остается постоянным и легчик ручной управления строго поддерживает горизонтальность траектории ($V_y = 0$)). При случайном увеличении скорости $V_{\text{пр}}$ вертолет и далее будет разгоняться, пока не выйдет на V_I I режима (точка A).

По кривым $N_{г.п}$ и $N_{\text{полв}}$ 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-

гажа будет происходить вплоть до зависания, и вертолет начнет самопроизвольно снижаться.

Из приведенного примера видно, что для восстановления исходного значения скорости V_{II} в процессе выдерживания горизонтального полета ($V_y = 0$) отклонения одной ручки управления недостаточны. Требуется изменять и положение общего шага НВ, с тем чтобы сохранить требуемое равновесие продольных сил при случайном его нарушении. Если при выполнении установившегося горизонтального полета на скорости V_I (I режима) при случайном изменении скорости нет особой необходимости дополнительно изменять значение общего шага НВ (перемещать рычаг «шаг-газ»), то при выполнении полета на V_{II} надо изменить общий шаг НВ, с тем чтобы своевременно восстановить нарушенное равновесие продольных сил T_x и $X_{\text{ар}}$.

Границей, разделяющей установившиеся режимы горизонтального полета на I и II, является экономическая скорость $V_{\text{эк}}$. При скоростях полета меньше экономической установившийся горизонтальный полет происходит на II режиме. При выполнении установившегося полета на скоростях II режима наблюдаются следующие характерные особенности.

1. При выдерживании заданного режима изменение скорости вызывает необходимость немедленного перемещения рычага общего шага НВ (при случайном увеличении скорости общий шаг НВ следует уменьшить, при возвращении к исходной скорости — вернуть его в исходное балансирующее положение, а при уменьшении — увеличить и также при подходе к исходной скорости вернуть в исходное положение), т. е. постоянно приходится выполнять двойные движения рычагом «шаг-газ», особенно при полете в неспокойной атмосфере.

2. Уменьшение скорости по сравнению с исходной в дальнейшем сопровождается прогрессирующим падением развиваемой тяги НВ и ростом интенсивности торможения (при условии, что легчик при постоянном $\varphi_{\text{ош}}$ будет пытаться одной ручкой управления за счет увеличения угла тангажа сохранить горизонтальность траектории), а увеличение скорости по сравнению с исходной сопровождается прогрессирующим ростом ускорения до $V_{\text{эк}}$, затем ускорение постепенно уменьшается в точном соответствии с изменением избытка тяги (мощности).

3. Установившийся горизонтальный полет выполняется почти при постоянных двойных движениях рычагом «шаг-газ», что повышает экономичность полета: дополнительно увеличиваются часовая и километровый расходы топлива.

Кроме того, на скоростях II режима следует более внимательно контролировать скорость и высоту, так как при уменьшении скорости (если летчик своевременно не увеличит общий шаг НВ) вертолет не только быстро тормозится, но и теряет высоту. Это особенно опасно при полете на предельно малых высотах с предельными значениями полетной массы вертолета.

I и II режимы следует отличать от характеристик статической устойчивости по скорости. Здесь есть существенная разница, на которую надо обратить внимание. При определении устойчивости по скорости в основу положено исследование равновесия продольных моментов, определяющее реакцию вертолета по тангажу на изменение скорости, при этом летчик в управлении не вмешивается. При определении и разделении режимов установившегося полета на I и II в основу положено исследование устойчивости равновесия продольных сил, определяющих движение вертолета вдоль траектории при неизменном положении рычага общего шага HB, но при условии, что летчик все время ручкой управления балансирует вертолет на данном режиме по тангажу и сохраняет вариометр на нуле ($V_y = 0$), т. е. управляет вертолетом. Кроме того, устойчивость по скорости раскрывала особенности техники пилотирования ручкой управления по тангажу при выдерживании режима, а I и II режимы дополнительно раскрывают особенности техники пилотирования рычагом общего шага HB также при выдерживании заданного режима установившегося полета.

Наиболее сложные условия по технике пилотирования при выдерживании заданного установившегося режима по скорости складываются при полете в условиях порывистого ветра на неустойчивом вертолете и в диапазоне скоростей II режима, где наблюдается неустойчивое равновесие продольных сил. Для одновинтовых вертолетов это характерно в диапазоне скоростей 40–80 км/ч, где при неизменном положении ручки управления и общего шага HB случайное увеличение скорости приводит к загиванию вертолета в пикирование (на снижение с опусканием носа) и к разгону, а при уменьшении скорости — к энергичному кабрированию и торможению, т. е. вертолет сам уходит в заданное ему режим. Поэтому, выполняя полеты в этом диапазоне скоростей (от V тряски до $V_{зк}$) при порывистом ветре и сильной турбулентности атмосферы летчик должен быть особенно внимательным. Он должен своевременно реагировать рычагами управления с учетом приемистости двигателей, не допуская самопроизвольного движения вертолета.

§ 9.5. УСЛОВИЯ И ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В зависимости от условий задания горизонтальный полет выполняется на требуемых скорости и высоте. При выдерживании заданного режима летчик выполняет условия равновесия сил и моментов за счет отклонения рычагов управления в балансирующее положение, соответствующее выбранной скорости и высоте полета, а также центровке вертолета, затем небольшими отклонениями их от этого положения выдерживает установившийся режим полета, т. е. балансирует вертолет.

Управлять вертолетом при выдерживании заданного режима и

при переходе с одной скорости горизонтального полета на другую необходимо координированными одновременными перемещениями рычагов управления. На одновинтовом вертолете, например, при увеличении общего шага HB одновременно необходимо отклонить вперед правую педаль и ручку управления вперед и вправо. Перемещения рычагов управления должны быть небольшими по ходу, чтобы вертолет не набирал высоту и не снижался и чтобы при этом не развивались скольжение и разворот.

Целесообразно горизонтальный полет выполнять без скольжения. Полет без скольжения с энергетической точки зрения более выгоден, вследствие того что затраты мощности в этом случае меньше, так как меньше вредное сопротивление вертолета. На одновинтовом вертолете, не имеющем наклона оси вала HB вправо, при полете без скольжения ($\beta = 0$) авиагоризонт (или указатель поворота и скольжения) будет показывать небольшой правый балансирующий крен (гл. 8), а «шарик» — небольшое правое скольжение ($1/8$ диаметра), при этом курс полета сохраняется постоянным (в штиль для вертолетов Ми-2, Ми-6, Ми-8). Если летчик будет пытаться при правом балансирующем крене загнать «шарик» в центр, т. е. отклонять вперед правую педаль, при этом начинается разворот вправо и курс будет увеличиваться. Если же летчик уменьшит правый крен, появится левое скольжение и вертолет будет смещаться влево от линии пути даже при постоянном курсе.

На вертолетах, имеющих конструктивный наклон оси вала HB вправо (Ми-10) по отношению к полу кабины, в горизонтальном полете на средних скоростях полета установившийся горизонтальный полет ($\beta = 0$) может выполняться при наличии небольшого левого крена (если авиагоризонт и указатель поворота и скольжения установлены по вертикали к полу кабины). Эти особенности важно учитывать при полете по приборам в закрытой кабине и в сложных метеословиях.

При выдерживании скорости на II режиме очень заметны двойные движения почти всеми рычагами управления. По существу, выдерживание режима во многом зависит от техники пилотирования, опыта и квалификации летчика, но при включенном автопилоте техника пилотирования значительно упрощается.

Выполнение полета на скоростях I режима более простое. После тщательной балансировки вертолета на заданном режиме и снятия нагрузки с ручки управления и педалей (т. е. после триммирования) можно на некоторых вертолетах «бросить управление» (в том числе и рычаг «шаг-газ»), и вертолет в спокойной атмосфере в течение довольно продолжительного времени (до 2 мин и более) способен сохранять заданный ему режим. Техника пилотирования при полете на скоростях I режима еще более упрощается при выполнении полета с включенным автопилотом или САУ. За летчиком остается только функция контроля и периодической балансировки вертолета, когда замечен уход с заданного режима.

НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

§ 10.1. ПОТРЕБНЫЕ ТЯГА НВ И МОЩНОСТЬ ДЛЯ НАБОРА И СНИЖЕНИЯ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Потребную величину силы тяги НВ при наклонном движении вертолета можно получить из общих уравнений движения вертолетов с использованием схем сил (рис. 10.1 и 10.2):

$$T_n = V \sqrt{T_x^2 + T_y^2 + T_z^2} = \\ = V \sqrt{(X_{вр} + G \sin \theta)^2 + (G \cos \theta - Y_{кр})^2 + (T_{р.в} + Z_k)^2}.$$

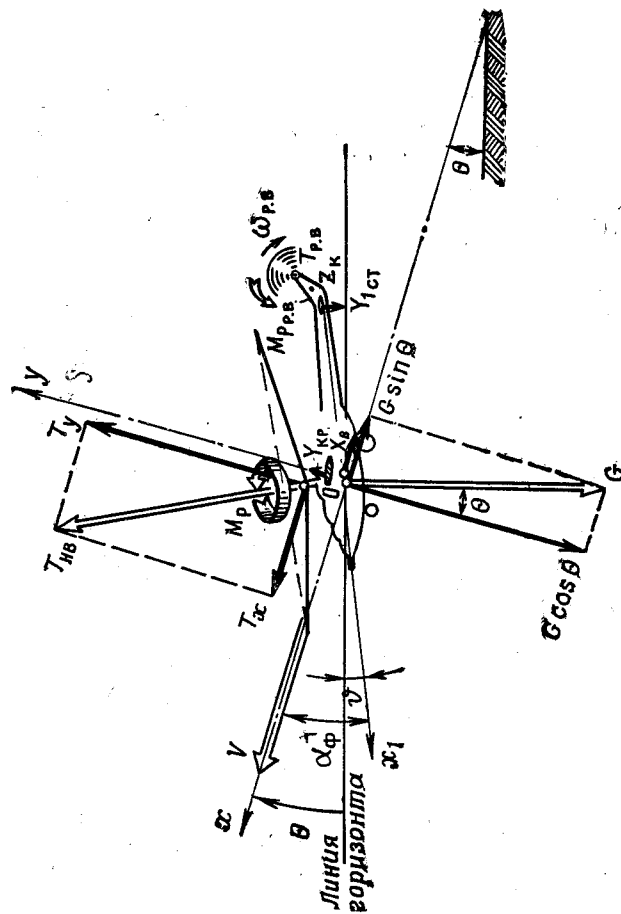


Рис. 10.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в режиме набора высоты по наклонной траектории

Если пренебречь величинами $Y_{кр}$ и Z_k и провести дополнительные преобразования, формула для потребной тяги несколько упростится:

$$T_n = V \sqrt{X_{вр}^2 + 2X_{вр}G \sin \theta + G^2 + T_{р.в}^2} = \\ = V \sqrt{T_{г.п}^2 + 2X_{вр}G \sin \theta}. \quad (10.1)$$

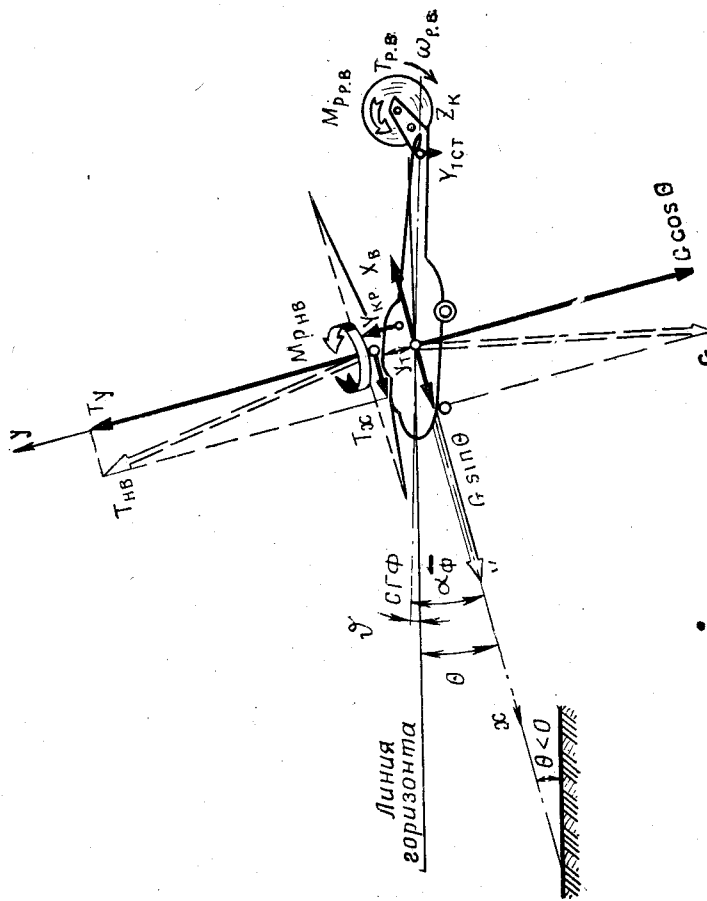


Рис. 10.2. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в режиме снижения по наклонной траектории (моторное планирование)

В установившемся наборе высоты по наклонной траектории потребная тяга НВ больше, а при снижении меньше, чем в горизонтальном полете на той же скорости (в соответствии с выражением $2X_{вр}G \sin \theta$, находящимся под корнем). Избыток величины потребной тяги НВ при наборе высоты по наклонной траектории (по сравнению с горизонтальным полетом) выполняет работу, расходуемую на увеличение полной механической энергии (увеличивается потенциальная энергия при постоянной кинетической). На это затрачивается дополнительная мощность ΔN силовой установки, численно равная работе тяги НВ по преодолению силы тяжести вертолета G на пути ΔH за время Δt : $\Delta N = G \Delta H / \Delta t = G V_y$.

Если учесть, что при наборе высоты и снижении должен соблюдаться баланс мощностей, потребляемая мощность при наборе высоты

$$N_{наб} = N_{г.п} + \Delta N, \quad (10.2)$$

$$N_{сн} = N_{г.п} - \Delta N, \quad (10.3)$$

а при снижении

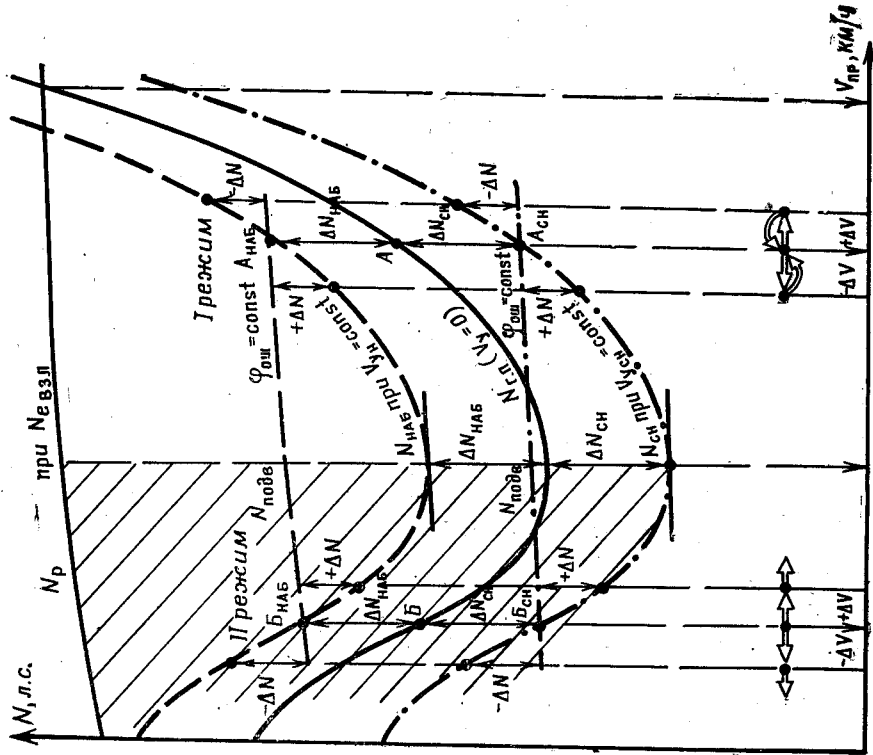


Рис. 10.3. Изменение потребляемой, подводимой и располагаемой мощностей при выполнении установившихся режимов набора высоты и снижения по наклонной траектории

$$\Delta N = \frac{GV_y}{75} \quad (10.4)$$

Если при наборе и снижении соблюдать равенство $V_{пр}$ (или индикаторной) и вертикальной скорости полета, кривые потребляемых мощностей набора и снижения сдвигаются соответственно вверх и вниз на величину ΔN (рис. 10.3).

§ 10.2. УСЛОВИЯ И ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ НАБОРА ВЫСОТЫ

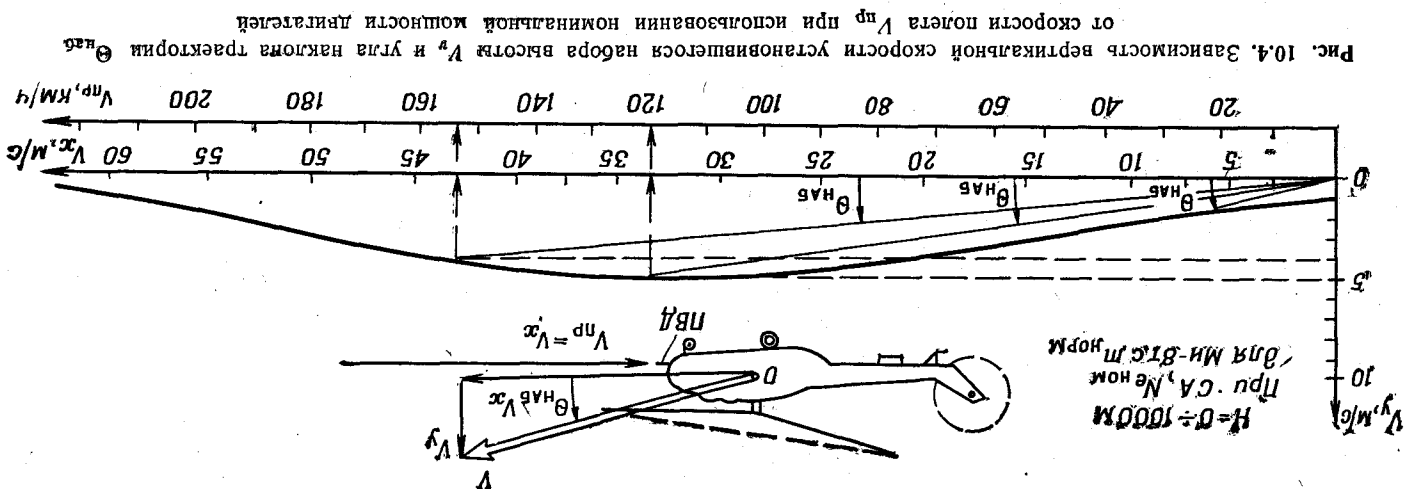
Набор высоты по наклонной траектории может быть выполнен при $N_{полв} > N_{г.п}$, т. е. при использовании избытка мощности. Чем больше запас мощности в горизонтальном полете на той или иной скорости, тем большую вертикальную скорость можно при этом получить в установившемся режиме набора высоты по наклонной траектории. Из анализа кривых потребной и располагаемой мощностей для горизонтального полета видно, что наибольший запас мощности соответствует $V_{эк}$. Именно этой скорости при постоянной полетной массе вертолета (например, $m_{норм}$) соответствует наибольшая вертикальная скорость, поэтому $V_{эк}$ называется также наимыгоднейшей скоростью набора высоты.

На рис. 10.4 показаны закономерности изменения V_y от скорости полета по траектории при выполнении установившегося набора высоты с использованием $N_{г.ном}$ для вертолета Ми-8Т.

Из анализа изменений потребной и располагаемой мощностей (рис. 9.7) видно, что запас мощности ΔN уменьшается при увеличении высоты и полетной массы вертолета. Поэтому при увеличении N и m (силы тяжести вертолета G) уменьшается максимальная вертикальная скорость (рис. 10.5).

Техника пилотирования на данном режиме почти не отличается от горизонтального полета. Для начала выполнения набора высоты из условий горизонтального полета необходимо увеличить тягу НВ. С этой целью летчик увеличивает общий шаг НВ и тем самым подводит дополнительную мощность к НВ (создает избыток мощности). Одновременно необходимо отклонением ручки управления на себя увеличить подъемную силу T_y и, следовательно, нормальную перегрузку n_y . На некоторых одновинтовых вертолетах (ввиду возникновения значительного кабрирующего момента при увеличении общего шага НВ) нет необходимости много отклонять ручку управления на себя. С увеличением нормальности перегрузки траектория полета вертолета начнет искривляться вверх, при этом будет расти вертикальная скорость. По достижении заданной вертикальной скорости необходимо прекратить дальнейшее искривление траектории. Для этого летчик отдаст ручку управления от себя и, сбалансировав вертолет на траектории отклонением рычага общего шага НВ, ручки управления и педалей, выдерживает затем постоянными вертикальную и поступательную скорости по траектории.

Своеобразием полета вертолета по наклонной траектории является несовпадение угла наклона траектории с величиной угла тангажа. По балансировочным кривым углов тангажа θ видно, что при наборе высоты угол тангажа в зависимости от центровки и скорости полета может быть как положительным, так и отрицательным, несмотря на то, что набор высоты выполняется с положительным углом наклона траектории θ .

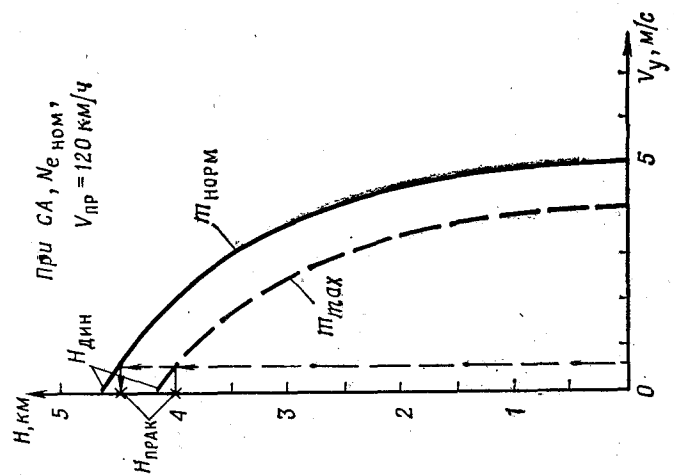


В установившемся наборе высоты по наклонной траектории, так же как и в горизонтальном полете, можно выделить I и II режимы полета. На скоростях менее скорости наивысшего набора высоты при поддержании режима летчик пилотирует на II режиме. В этом случае

(рис. 10.3, $B_{\text{наб}}$) при случайном увеличении поступательной скорости, но при сохранении заданной вертикальной скорости (например, 2 м/с) и неизменном значении общего шага вертолет стремится под действием аэродинамических сил, реализуя появившийся дополнительный избыток мощности, еще больше увеличить скорость полета. При сохранении заданной V_y вертолет может разгоняться до соответствующей скорости на I режиме (рис. 10.3, $A_{\text{наб}}$). При случайном уменьшении скорости от исходной на II режиме (опять же при сохранении заданной V_y) вертолет будет продолжать тормозиться.

Трудно сохранить и заданную вертикальную скорость из-за падения избытка мощности. Возможно попадание вертолета в самопроизвольное снижение после уменьшения скорости менее минимально допустимой на данной высоте полета. Поэтому поддержание заданного набора высоты на II режиме требует постоянного перемещения общего шага НВ для быстрого восстановления заданного режима, особенно при полете в болтанку. При случайном увеличении скорости $V_{\text{пр}}$ рычаг общего шага НВ следует переместить вниз, при случайном уменьшении — вверх, а после того как скорость по прибору восстановится, вернуть рычаг в исходное положение (двойные движения рычагом «шаг-газ»).

При выполнении установившегося набора высоты на скоростях I режима (в отличие от II) после балансировки вертолета на заданных $V_{\text{пр}}$ и V_y в дальнейшем нет необходимости перемещать рычаг общего шага НВ. При этом достаточно при случайных внешних воздействиях, связанных с изменением $V_{\text{пр}}$, выдерживать $V_y = \text{const}$, и вертолет сам возвратится к исходной скорости полета.



Выдерживание длительного установившегося режима набора высоты на вертолетах затруднено потому, что с увеличением высоты уменьшается мощность двигателей и растут $N_{г.п}$ и $N_{наб}$. В связи с этим уменьшается избыток мощности при постоянном значении $\varphi_{оп}$. Следовательно, выдерживание установившегося набора высоты без дополнительного увеличения общего шага НВ невозможно.

На практике, как правило, несколько отступают от требований установившегося набора высоты, т. е. выдерживаются постоянными только общий шаг НВ (или $N_{e_{ном}}$) и поступательная скорость $V_{пр}$, а вертикальная скорость по вариометру будет постепенно уменьшаться. На высоте, где двигатели при заданном шаге НВ выйдут на взлетный режим, необходимо следить за оборотами НВ и соответственно уменьшать общий шаг НВ, чтобы сохранить взлетный режим работы двигателей и не допустить падения $l_{нв}$. С этого момента вертикальная скорость с увеличением H будет падать быстрее вплоть до нуля на высоте динамического потолка. Достичь $H_{дин}$ при заданной полетной массе вертолета, а тем более удержаться на этой высоте очень сложно, поэтому набор высоты фактически заканчивают на так называемом практическом потолке $H_{прак}$, при этом вертикальная скорость равна примерно 0,5 м/с. С подъемом на высоту в связи с уменьшением вертикальной скорости уменьшается угол наклона траектории $\Theta_{наб}$, который на высоте динамического потолка станет равным нулю (т. е. будет выподняться горизонтальный полет).

В интересах набора высоты за минимальное время рекомендуется выдерживать поступательную скорость полета по траектории, равную скорости наимыгоднейшего набора высоты при работе двигателей на взлетном (боевом) режиме.

§ 10.3. УСЛОВИЯ И ОСОБЕННОСТИ ВЫПОЛНЕНИЯ СНИЖЕНИЯ ПО НАКЛОННОЙ ТРАЕКТОРИИ

Снижение вертолета по наклонной траектории может выполняться как при работающих двигателях (моторное планирование), так и на режиме самовращения несущего винта (планирование на РСНВ).

Снижение вертолета по наклонной траектории при работающих двигателях является основным видом уменьшения высоты. Моторное планирование требует меньше мощности двигателей по сравнению с вертикальным снижением (при одинаковой вертикальной скорости), следовательно, оно более экономично. При таком снижении можно получить любую малую вертикальную скорость и любой малый угол наклона траектории. Этим моторное планирование выгодно отличается от планирования на РСНВ.

При снижении по наклонной траектории НВ работает в условиях косо обтекания. При этом сохраняются хорошая устойчи-

вость и управляемость, имеются достаточно большие запасы в отклонении рычагов управления и проще техника пилотирования, чем при вертикальном снижении. Кроме того, исключается возможность возникновения вихревого кольца, поэтому снижение по наклонной траектории более безопасно, чем вертикальное снижение.

Моторное планирование выполняется, когда подводимая к НВ мощность меньше мощности, потребной для горизонтального полета.

Недостаток мощности для установившегося полета на той же самой скорости, что и в горизонтальном полете, компенсируется за счет уменьшения потенциальной энергии вертолета при снижении. Поэтому в зависимости от степени дросселирования двигателей и скорости полета по траектории будут выдерживаться вертикальная скорость снижения и соответствующий угол наклона траектории $\Theta_{ск}$. При полном дросселировании двигателей вертолет будет планировать на РСНВ.

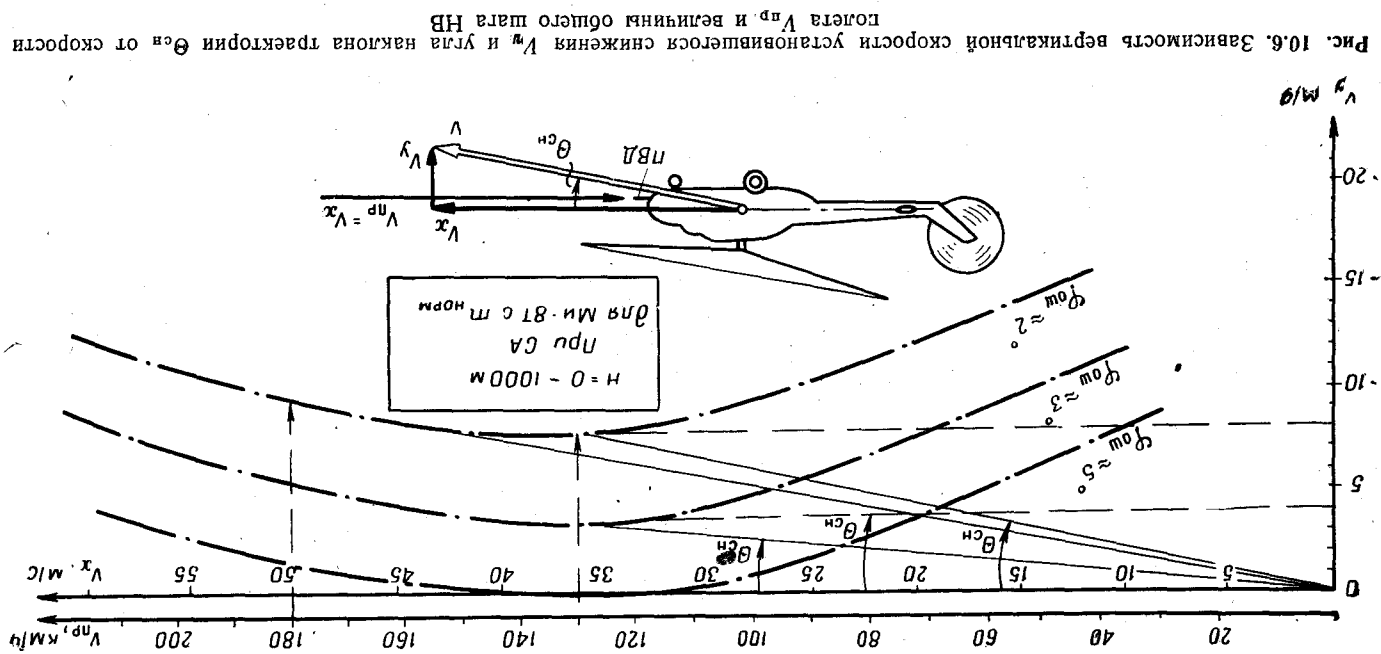
Техника пилотирования мало чем отличается от горизонтального полета. Здесь также можно выделить I и II режимы установившегося снижения по наклонной траектории (рис. 10.3). По мере уменьшения высоты при выдерживании постоянной $V_{пр}$ летчик вынужден корректировать вертикальную скорость соответствующим перемещением общего шага НВ.

Вертикальная скорость снижения (при одной и той же $V_{пр}$) зависит от установленной мощности двигателей, полетной массы вертолета, атмосферных условий и высоты полета. На рис. 10.6 показана зависимость вертикальной скорости снижения от скорости моторного планирования при различных значениях $\varphi_{оп}$. Наименьшая $V_{в}$ при одном и том же значении общего шага НВ (меньшем, чем в горизонтальном полете) будет на скорости, примерно равной $V_{эк}$.

На вертолетах в отличие от самолета бывает очень трудно определить угол наклона траектории, так как в горизонтальном полете, в наборе высоты и на снижении угол тангажа θ отличается незначительно, в то время как угол наклона траектории Θ может изменяться от нуля до 90° (при вертикальном полете). Эту задачу можно несколько упростить, если построить указательницу глissад планирования и снижения. В этом случае целесообразно строить зависимость $V_{в}$ от $V_{пр}$ в одинаковом масштабе осей абсцисс и ординат. Если учесть, что приемник воздушной скорости измеряет не скорость полета по траектории, а только ее горизонтальную составляющую $V_x = V_{пр}$ (рис. 10.6), справедливо уравнение $\text{tg } \Theta = V_{в}/V_{пр}$. Ниже $H = 1000$ м можно считать, что $V_{пр} = V$ истинной. Эта формула дает довольно хорошую сходимость с легкой практикой на скоростях полета от 50 км/ч до V_{max} . Углы наклона траектории можно определить графически, если провести для соответствующих скоростей $V_{пр}$ и $V_{в}$ линию, соединяющую эту точку на указательнице с началом координат (рис. 10.4 и

10.6). Угол между этой линией и осью скоростей V_{np} и есть угол наклона траектории $\theta_{сн}$.

Моторное планирование может выполняться на различных ступенчатых скоростях полета вертолета вплоть до максимально допустимых.



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 косо 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 косо 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):

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

$$\sum F_y = T_y - Y_B - G = 0 \quad (\text{условие } V_y = \text{const}); \quad (11.2)$$

$$\sum F_z = T_z - T_{р.в} = 0 \quad (\text{условие } V_z = \text{const} = 0); \quad (11.3)$$

$$\sum M_x = \sum M_y = \sum M_z = 0 \quad (\text{условия } \gamma = \text{const}; \psi = \text{const}; \vartheta = \text{const}). \quad (11.4)$$

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

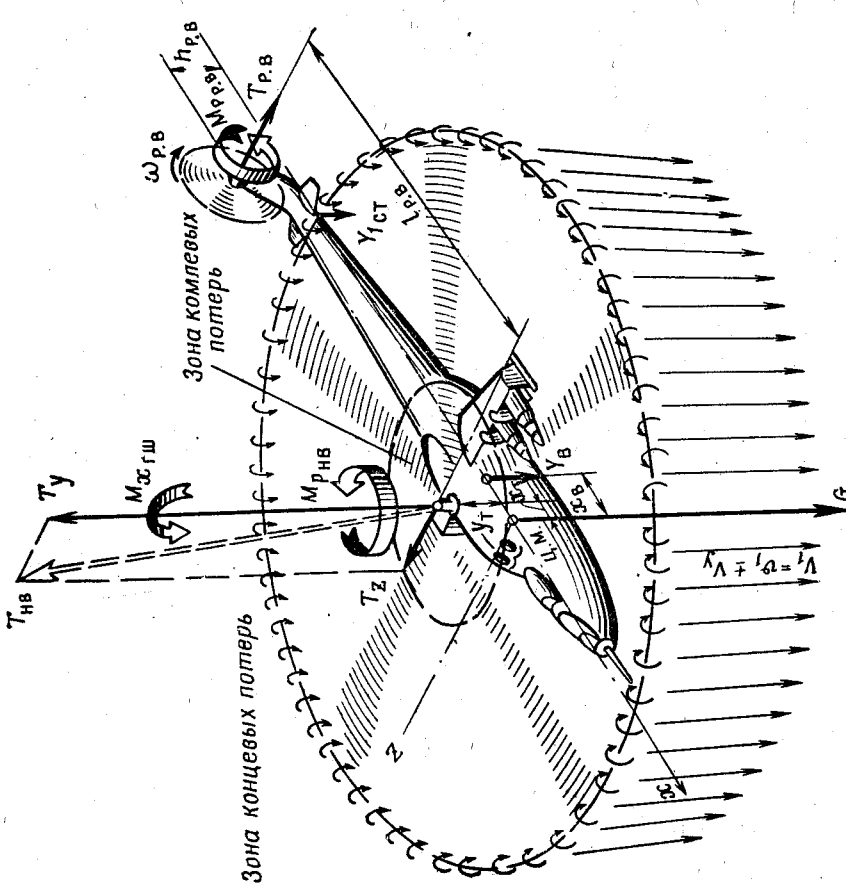


Рис. 11.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при вертикальных режимах

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 сил T_{HB} потребной ее величине:

$$T_{HB} = \sqrt{T_y^2 + T_z^2} = V \sqrt{(G + Y_B)^2 + T_{р.в}^2}. \quad (11.5)$$

где G — сила тяжести вертолета; $Y_v (X_{v.o})$ — 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 $T_{\text{нв}}$ рассчитывают по формуле (11.5), где изменяются величины $X_{v.o}$ и $T_{p.v}$. 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 $T_{\text{нв}}$ 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 $T_{\text{нв}} > T_{\text{вис}}$ при вертикальном подъеме и $T_{\text{нв}} < T_{\text{вис}}$ 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, $T_{\text{нв}}$, 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 $C_T = i(m_{\text{кр}})$. В последнем случае C_T определяется для максимального значения $m_{\text{кр}}$, 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 $T_{\text{вис}}$ и потребной мощности $N_{\text{вис}}$ решается

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

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

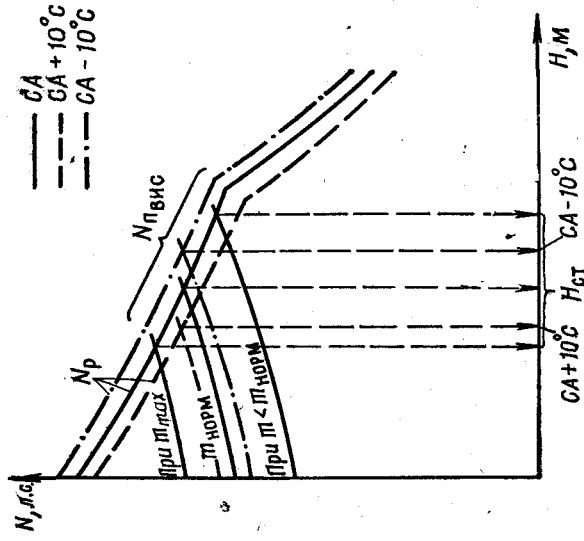


Рис. 11.2. Зависимость потребной и располагаемой мощностей от высоты висения, полетной массы вертолета (m) и температуры наружного воздуха

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:

$$T_{p.v} = \frac{M_{\text{рнв}}}{l_{p.v}}.$$

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

$$N_{\text{вис}} = m_{\text{кр}} F_p \frac{(\omega R)^2}{150}. \quad (11.7)$$

летной массы вертолета, то эта высота и является статическим потолком. Это максимальная высота в данных условиях, где летчик может практически выполнить висение вне зоны влияния воздушной подушки. Выполнение висения в этих условиях является полетом на предельном режиме.

Кроме того, в Инструкции экипажу предусмотрена номаграмма для определения предельной полетной массы вертолета с учетом влияния воздушной подушки. По этой номаграмме также определяется потолок висения, но уже в зоне влияния воздушной подушки ($h_{\text{вис}} \approx 2-3$ м). Барометрическая высота висения в этом случае при одной и той же массе вертолета больше, чем $H_{\text{ст}}$ вне зоны влияния воздушной подушки.

Используя ту или иную номаграмму, исходя из внешних условий (высоты площадки, высоты висения над площадкой, температуры наружного воздуха), летчик определяет предельную взлетную массу вертолета (рис. 11.3, $m_{\text{прв}}$ или $m_{\text{прв}}$). Закон изменения предельной полетной массы вертолета от высоты висения и температуры наружного воздуха обусловлен в основном изменением располагаемой мощности N_p (или $N_{\text{взл}}$) в зависимости от высоты и температуры, т. е. высотной-климатической характеристикой C_u данного вертолета, с учетом необходимого запаса путевого управления и по общему шагу H_B .

11.2.4. Условия и особенности выполнения висения

Потолок висения и предельная масса вертолета зависят от внешних условий, и в большей степени от температуры наружного воздуха, скорости и направления ветра. Режим висения имеет и другие ограничения. Высота висения над поверхностью площадки 10—200 м почти для всех вертолетов считается опасной, так как при отказе одного или обоих двигателей не обеспечивается безопасная посадка. Поэтому висение на этих высотах можно выполнять только при необходимости (при взлетах и посадках на площадках ограниченных размеров и с высокими препятствиями на подходах, при спасательных работах, при перевозке грузов на внешней подвеске и др.). Такое ограничение установлено потому, что при отказе двигателя, с одной стороны, высота недостаточна для перевода вертолета с вертикального снижения на поступательный полет вперед, а с другой, на некоторых вертолетах не обеспечивается безопасность вертикального приземления.

С точки зрения наиболее экономичного использования вертолета желательно, чтобы полет выполнялся при максимальной полезной (боевой) нагрузке, т. е. с предельной полетной массой. Однако интересы эффективного маневрирования требуют наличия наибольшего запаса силы тяги (мощности), а значит, и запаса по нормальной перегрузке, поэтому нагрузка вертолета и, следовательно, условия выполнения висения выбираются легким, исходя из поставленной (выполняемой) задачи.

Выполняя висение, летчик рычагами управления балансирует вертолет, визуально определяет его положение и перемещение относительно наземных ориентиров с периодическим контролем скорости, углов крена и тангажа, а также режима работы двигателей по приборам в кабине. На высотах более 30 м над площадкой, когда визуальное определение положения вертолета и его перемещений относительно земли затруднено, на вертолетах, оборудованных доплеровскими измерителями малых скоростей, выполнение висения возможно с помощью прибора указателя малых скоростей. Продольные и поперечные балансирующие отклонения ручки управления висения зависят от продольной центровки вертолета, скорости и направления ветра.

В штиль при нейтральной центровке ручка управления в продольном отношении находится почти в нейтральном положении и вертолет висит с положительным углом тангажа, равным углу заклинивания вала H_B (т. е. $4^{\circ}30'$ для всех отечественных вертолетов одновинтовой схемы). При предельно передней центровке (и близкой к ней) вертолет стремится опустить нос и перейти на разгон, поэтому летчик отклоняет ручку управления на себя, а при задней — от себя, т. е. в сторону, противоположную центровке.

При наличии ветра для устранения смещения вертолета относительно земли ручка управления отклоняется навстречу ветру (при встречном — вперед, при попутном — назад, при ветре слева — влево, при ветре справа — вправо).

Таким образом, в процессе балансировки летчик соответствующими (координированными) отклонениями рычагов управления устраняет всякие перемещения относительно земли и, следовательно, сохраняет место и высоту висения. При этом летчик (автопилот) восстанавливает нарушенное по тем или иным причинам равновесие вертолета своевременным отклонением рычагов управления, почти непрерывно перемещая рычаги управления около их балансировочного положения, так как вертолет динамически неустойчив на висении (гл. 8). Кроме того, контролируя положение и поведение вертолета, летчик должен предупреждать то или иное его стремление, не допуская развития возмущенного движения.

Движения ручкой управления, педалями и рычагом «шаг-газ» на вертолетах, не имеющих автопилота, должны быть двойные, короткие по ходу и координированные. Это также важно соблюдать на висении при отключенном автопилоте или отключенной САУ.

При выполнении висения с включенным автопилотом техника пилотирования значительно упрощается. В этом случае необходимо даже избегать частых и двойных движений ручкой управления и рычагом общего шага, так как это может способствовать разбалтыванию вертолета на висении и даже вызвать самовозбуждающиеся его колебания. В установившемся положении, когда вертолет не отклоняется и не перемещается, рекомендуется снять нагрузку (усилия) с ручки управления механизмом триммерного эффекта, коротким нажатием на кнопку ТРИММЕР.

Висение рекомендуется выполнять против ветра, так как в этом случае положение вертолета более устойчиво и обеспечиваются наибольшие запасы по мощности и путевому управлению (конечно, при прочих равных условиях). Более сложным по технике пилотирования является выполнение висения в условиях порывистого ветра, особенно бокового и попутного, так как помимо соблюдения равновесия сил затрудняется выдерживание путевого равновесия моментов и направления висения. Вертолеты могут выполнять висение с боковым и попутным ветром только тогда, когда скорость его не превышает допустимую по Инструкции экипажу для данного типа вертолета. При этом обеспечивается определенный запас по путевому управлению, позволяющий своевременно устранять самопроизвольный разворот вертолета влево.

Боковой ветер слева (рис. 11.4). При таком направлении ветра РВ работает в осевом потоке (подобно НВ при вертикальном подъеме), в так называемом пропеллерном режиме. При увеличении скорости ветра слева уменьшаются углы атаки элементов лопастей РВ при фиксированном положении педалей, падает тяга РВ и уменьшается путевой момент РВ. Реактивный момент, оставаясь почти неизменным, становится больше момента от тяги РВ, и вертолет ведет себя, как флюгер, т. е. начинает разворачиваться влево. Для удержания направления летчик должен увеличить углы установки лопастей (шаг РВ), т. е. переместить вперед правую педаль. При этом, хотя и увеличиваются углы установки ф. в, углы атаки элементов лопастей только восстанавливаются до прежней величины (что и в штиль), и, следовательно, мощность на вращение РВ сохраняется неизменной (нет заметного увеличения оборотов и мощности турбокомпрессоров). Это характерно для всех одновинтовых вертолетов независимо от направления вращения рулевого винта.

Боковой ветер справа (рис. 11.5). РВ работает при этом в осевом потоке подобно НВ при моторном снижении и в режиме вихревого кольца. При увеличении ветра справа углы атаки элементов лопастей РВ увеличиваются. Они тем более увеличиваются, поскольку к скорости ветра добавляется скорость закрученного индуктивного потока от НВ (особенно на той рабочей ометаемой площади РВ, которая ближе всего расположена к несущему винту). Увеличение углов атаки элементов лопастей РВ, естественно, должно приводить к росту силы тяги РВ. Однако рост силы тяги РВ при фиксированном положении педалей на практике наблюдается только при очень малых значениях U , т. е. когда вертолет очень облегчен и скорость ветра справа не превышает 3 м/с. При этом вертолет ведет себя, как флюгер, и стремится развернуться вправо (носом против ветра). При больших потребных балансирующих значениях $\varphi_{р.в}$ (более 15°) и скоростях ветра, близких к максимально допустимым, картина обтекания РВ и поведение вертолета резко изменяются, ввиду того что РВ попадает в режим вихревого кольца. В этом случае падение тяги НВ обусловливается как потерями на вихреобразование на концах лопастей,

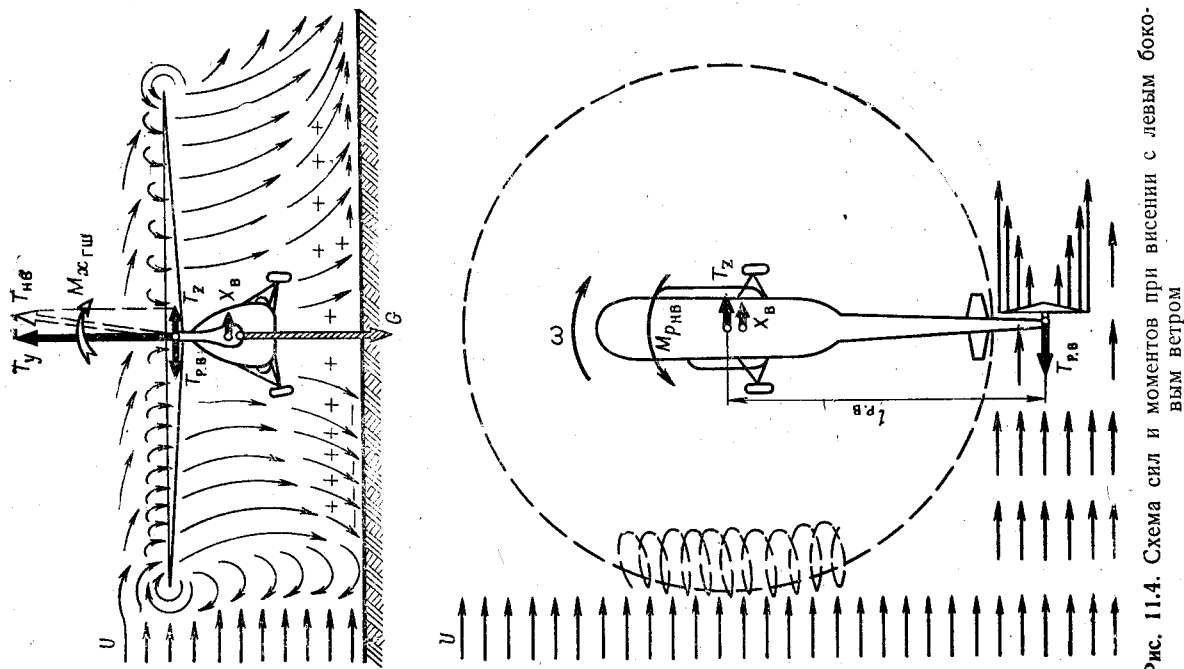


Рис. 11.4. Схема сил и моментов при висении с левым боковым ветром

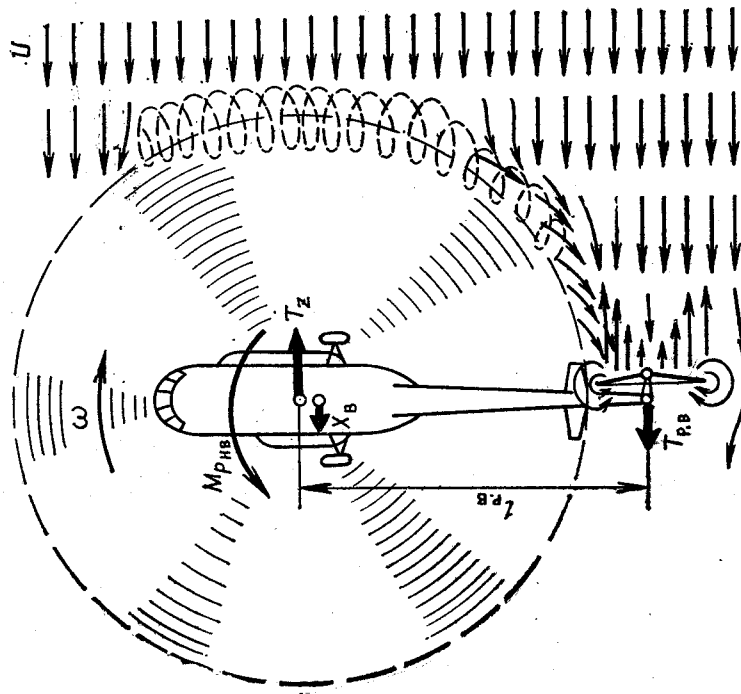
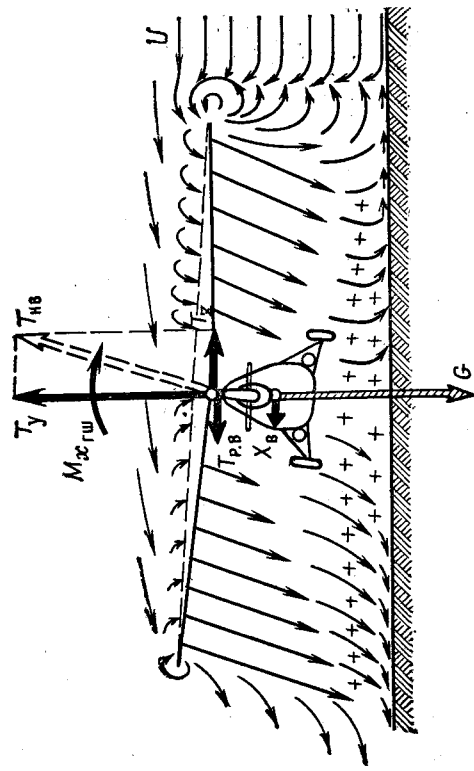


Рис. 11.5. Схема сил и моментов при висении с правым боковым ветром

так и срывными явлениями в районе комлевых сечений лопастей, где углы атаки элементов лопастей становятся закритическими. При этом падение тяги сопровождается резким увеличением по-

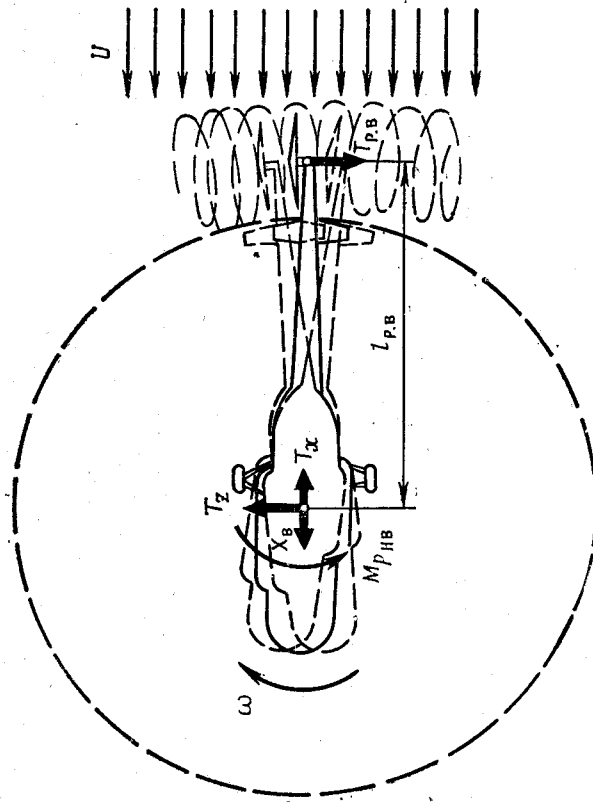
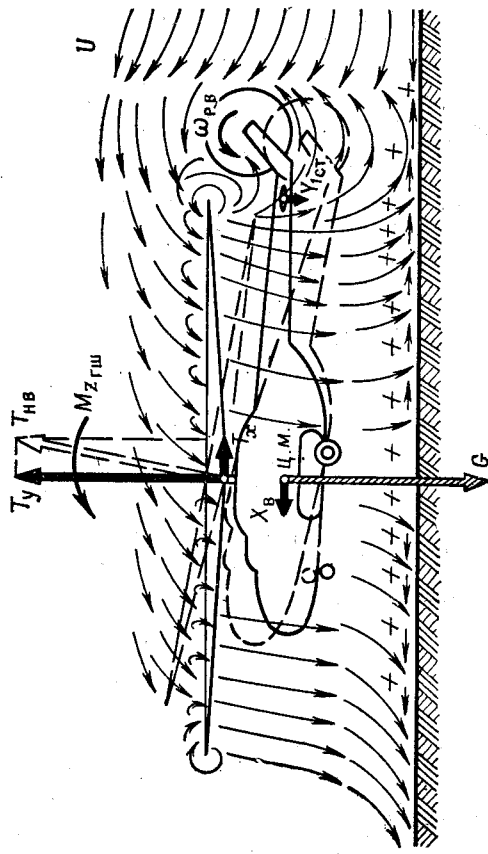


Рис. 11.6. Схема сил и моментов при висении с попутным ветром

требной мощности на вращение РВ и, следовательно, также резко возрастает погрешное отклонение вперед правой пе-
дали.

Для толкающих рулевых винтов, имеющих вращение, когда верхняя лопасть РВ как бы набегает на хвостовую балку, падение тяги РВ усугубляется отрицательным влиянием индуктивного потока от НВ, который уменьшает относительную скорость обтекания лопастей при их вращении ($\omega'_{p.v} - \omega_{H.B.}$). При определенных условиях (встречно-боковой ветер справа под углом 45°) это влияние возрастает и потребление правого педали вперед дополнительно увеличивается.

Попутный ветер (рис. 11.6). Вертолет на висении с попутным ветром в путиетом отношении неустойчив, старается выйти из этого положения и развернуться носом против ветра. Поэтому летчику, чтобы выдержать направление висения с попутным ветром, все время необходимо управлять педалями. Для одновинтовых вертолетов, имеющих толкающий РВ, «набегающий» на хвостовую балку, характерной тенденцией развернуться влево способствует вихрь, образованный взаимодействием индуктивного потока НВ и попутного ветра. В этом случае концентрация вихря увеличивается на РВ зоны, где уменьшается относительная скорость обтекания лопастей. Тяга РВ падает, и вертолет стремится развернуться влево. Поэтому при выполнении висения с попутным ветром заметный больший расход вперед правой педали и постоянные двойные движения педалями. Для одновинтовых вертолетов, имеющих тянущий РВ обратного вращения, характерен меньший расход правой педали, так как вихрь от индуктивного потока НВ здесь создает прирост тяги РВ.

§ 11.3. ВЕРТИКАЛЬНЫЙ ПОДЪЕМ

11.3.1. Потребные тяга и мощность для вертикального подъема

Тяга НВ, потребная для установившегося вертикального подъема, как показано в § 11.1, примерно равна тяге, потребной для висения, и может быть рассчитана по формуле (11.5). Но для создания установившегося подъема нужен избыток тяги, который расходуется на приобретение скорости V_y .

Потребная мощность при вертикальном подъеме всегда больше мощности, потребной для висения, на величину избытка мощности ΔN , подводимого к НВ: $N_{\text{под}} = N_{\text{вис}} + \Delta N$ (гл. 10), и расходуемого на увеличение потенциальной энергии вертолета. Наибольшую установившуюся вертикальную скорость подъема можно получить, если использовать взлетную мощность двигателей, так как при этом расходуемый избыток мощности будет максимальным.

Если известен избыток мощности ($N_p - N_{\text{вис}}$), можно определить и вертикальную скорость установившегося подъема из формулы (10.4):

$$V_y = 75 \frac{\Delta N}{G}. \quad (11.8)$$

С подъемом на высоту, как уже было установлено, увеличивается $N_{\text{вис}}$ и уменьшается N_p (для невысоких двигателей). Поэтому вертикальная скорость установившегося подъема будет уменьшаться и на высоте статического потолка для данной полетной массы вертолета станет равной нулю.

11.3.2. Условия и особенности выполнения вертикального подъема

Для выполнения вертикального подъема от режима висения необходим избыток мощности. Следовательно, условия выполнения вертикального подъема определяются наличием запаса мощности на висении. Для вертолетов с ГТД важно еще учитывать и приемистость двигателей. При резком перемещении рычага «шагаз» вверх падение оборотов НВ может произойти из-за того, что двигатели не успевают подвести в таком же темпе потребную мощность на вращение несущего винта, и вертолет вначале пойдет вверх, а затем после падения оборотов менее минимально допустимых перейдет в неустановившееся снижение. Поэтому в интересах безопасности перемещение рычага общего шага НВ вверх должно быть плавным, с темпом, учитывающим приемистость двигателей, при этом летчик должен контролировать режим их работы, не допуская уменьшения оборотов НВ.

При наличии достаточно большого запаса мощности вертикальную скорость набора высоты можно поддерживать соответствующим увеличением общего шага НВ. При этом, как и на висении, перемещения рычагов управления должны быть координированными, чтобы не допустить разворотов и смещения вертолета. Для прекращения вертикального подъема необходимо соразмерно уменьшить общий шаг НВ и после того, как V_y уменьшится почти до нуля, возратить его в потребное балансировочное положение для висения на данной высоте. Во всех случаях, когда вертолет сам прекращает вертикальный подъем и начинает снижаться, дальнейшее увеличение общего шага НВ следует прекратить и, удерживая вертолет от смещения, проконтролировать обороты НВ. Если обороты НВ падают, целесообразно в интересах восстановления оборотов уменьшить общий шаг НВ.

§ 11.4. ВЕРТИКАЛЬНОЕ СНИЖЕНИЕ

11.4.1. Потребные тяга НВ и мощность для вертикального снижения

Тяга, потребная для установившегося вертикального снижения, примерно равна потребной для висения и может быть рассчитана по формуле (11.5). Но для создания вертикального снижения (например, с режима висения) необходимо, чтобы в первоначальный момент T_y стала меньше суммы силы тяжести G и силы $X_{в.о}$ (от крыла, фюзеляжа). Для этого летчик на висении уменьшает

общий шаг НВ. Образовавшийся недостаток тяги способствует образованию вертикального ускорения. Но по мере роста скорости V_y постепенно за счет прироста углов атаки лопастей (при постоянных оборотах) тяга НВ восстанавливается почти до прежней величины. При этом вертолет снижается с постоянной вертикальной скоростью.

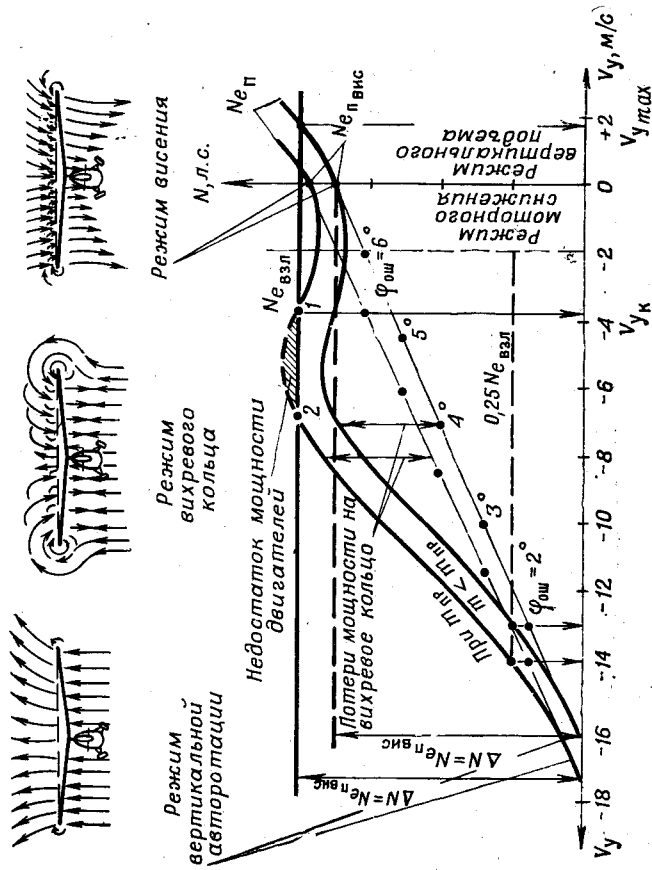


Рис. 11.7. Зависимость потребляемой мощности на вращение НВ от вертикальной скорости снижения и подъема на различных режимах вертикального полета

кальной скоростью при меньшей потребляемой мощности, чем на висении, т. е. $N_{\text{сн}} = N_{\text{нвнс}} - \Delta N$. Скорость снижения определяется по формуле (10.4). Так происходит до скоростей, допустимых по Инструкции экипажу ($V_{y \text{ доп}}$).

Однако при выполнении вертикального снижения с большими вертикальными скоростями в связи с попаданием НВ в режим вихревого кольца из-за увеличения потерь на вихреобразование на концах лопастей и в связи со срывом потока с лопастей в районе комлевых сечений уменьшается к.п.д. винта и, следовательно, дополнительно увеличивается потребляемая мощность для вращения НВ. Поэтому при определенных условиях ($m_{\text{пр}}, V_y > V_{y \text{ доп}}$, рис. 11.7) наблюдается увеличение потребляемой мощности турбокомпрессора более $N_{\text{взл}}$ и, следовательно, возможно падение оборотов НВ и самопроизвольное снижение вертолета.

11.4.2. Условия и особенности выполнения вертикального снижения

При небольших вертикальных скоростях снижения в пределах $V \leq V_{y \text{ доп}} \approx 2-3 \text{ м/с}$ вертолет ведет себя, как на висении. Такой режим снижения получил название моторное снижение. Для этого режима характерна устойчивость вертикального снижения: даже при внешнем воздействии вертолет сам стремится выдерживать заданную ему вертикальную скорость. При увеличении общего шага НВ до значения, соответствующего $N_{\text{взл}}$, уменьшается вертикальная скорость вплоть до зависания. Диапазон вертикальных скоростей моторного снижения для каждого вертолета очень мал (до 4 м/с), кроме того, он зависит от запаса мощности на висении.

На облегченном вертолете ($m < m_{\text{пр}}$, рис. 11.7), когда на висении есть довольно большой запас мощности ΔN , установившееся вертикальное снижение допустимо и с большими V_y , чем 5-3 м/с. Однако снижение с V_y более 5-6 м/с почти для всех вертолетов сопровождается увеличением потребляемой мощности двигателей. В этом случае лопасти НВ работают на углах атаки, несколько больших, чем на висении, несмотря на то что значение общего шага НВ по указателю меньше. Если даже обороты НВ сохраняются постоянными, то при этом обороты турбокомпрессора повышаются и в ряде случаев могут быть близкими к взлетному режиму. Такая вертикальная скорость, при которой режим работы турбокомпрессора равен взлетному режиму ($N_{\text{взл}}$), выявляет верхнюю границу режима вихревого кольца ($V_{y \text{ к}}$, рис. 11.7). Увеличение вертикальной скорости более этого значения для данного вертолета, как правило, сопровождается дальнейшим непреднамеренным ее увеличением с одновременным уменьшением оборотов НВ, так как к этому моменту режим работы турбокомпрессора максимальный. Увеличение в этих условиях общего шага НВ необходимо считать ошибкой летчика, так как оно способствует падению оборотов НВ и дополнительно увеличивает вертикальную скорость.

Характерными признаками попадания НВ в режим вихревого кольца при снижении являются:

- самопроизвольное увеличение вертикальной скорости;
- повышенная вибрация (тряска) вертолета;
- уменьшение оборотов НВ при работе турбокомпрессора на взлетном режиме;
- колебания вертолета по крену и тангажу;
- ухудшение управляемости и запасаов управления общим шагом НВ и рулевым винтом.

В процессе такого снижения, если не обеспечивается сохранение оборотов (не менее минимально допустимых), возможно дальнейшее неустановившееся увеличение вертикальной скорости вплоть до скоростей режима вертикальной авторотации. Поэтому

он в легкой практике запрещен. Однако в этот режим можно попасть непреднамеренно при ошибках летчика в технике пилотирования, например при случайном уменьшении скорости менее минимально допустимой, при значительной перегруженности вертолета (когда полетная масса вертолета превышает предельную для данных условий и способа взлета или посадки), а также при таких ошибочных действиях летчика на вертикальных режимах, как перетягивание НВ (перетягивание рычага «шаг-газ» вверх), уменьшение оборотов НВ менее допустимых, резкое перемещение рычага «шаг-газ» (с темпом, превышающим указанный в Инструкции экипажу для данного типа вертолета) и т. п.

На снижении запас мощности необходим для гашения вертикальной скорости. В режиме вихревого кольца (или близком к нему) при значительных зонах срыва потока с лопастей и вихреобразования на концах ухудшается создание избытка тяги НВ при увеличении общего шага НВ. Летчик ощущает это по снижению эффективности перемещения рычага «шаг-газ» вверх и падению оборотов НВ. Даже при благоприятных условиях ($V_y = 5-6$ м/с, наличие запаса мощности $\sim 10\%$ от $N_{\text{вис}}$, плавное перемещение рычага «шаг-газ» вверх до выхода двигателя на $N_{\text{взл}}$ и сохранение оборотов НВ постоянными) увеличение тяги НВ столь незначительно, что трудно заметить по вариометру уменьшение вертикальной скорости. Потеря высоты за весь период гашения вертикальной скорости достигает 50—60 м и более.

При попадании вертолета в самопроизвольное снижение (а не сухого винта — в режим вихревого кольца) необходимо немедленно (но не плавно) увеличить общий шаг НВ до выхода двигателя на $N_{\text{взл}}$ для уменьшения вертикальной скорости. Исправлять такую ошибку следует заблаговременно, не допуская значительного увеличения V_y . Если же запаса мощности нет или режим вихревого кольца развился так, что добавление мощности не дает ощутимых результатов и обороты НВ падают, необходимо перевести вертолет на поступательный полет (т. е. НВ — на косую обдувку) в свободную от препятствий сторону. При невозможности этого, но при наличии запаса высоты, обеспечивающей безопасное снижение, из режима вихревого кольца можно выйти, если уменьшить общий шаг НВ и тем самым перевести НВ на режим вертикальной авторотации. При этом восстанавливаются обороты НВ, что позволяет в дальнейшем выполнить подрыв и безопасное приземление.

Глава 12

ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА

§ 12.1. ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА ПО ЗЕМЛЕ

Вертолет выполняет движение по земле в процессе руления, разбега при взлете и пробега при посадке. Кроме аэродинамических сил и силы тяжести на вертолет действуют еще силы реак-

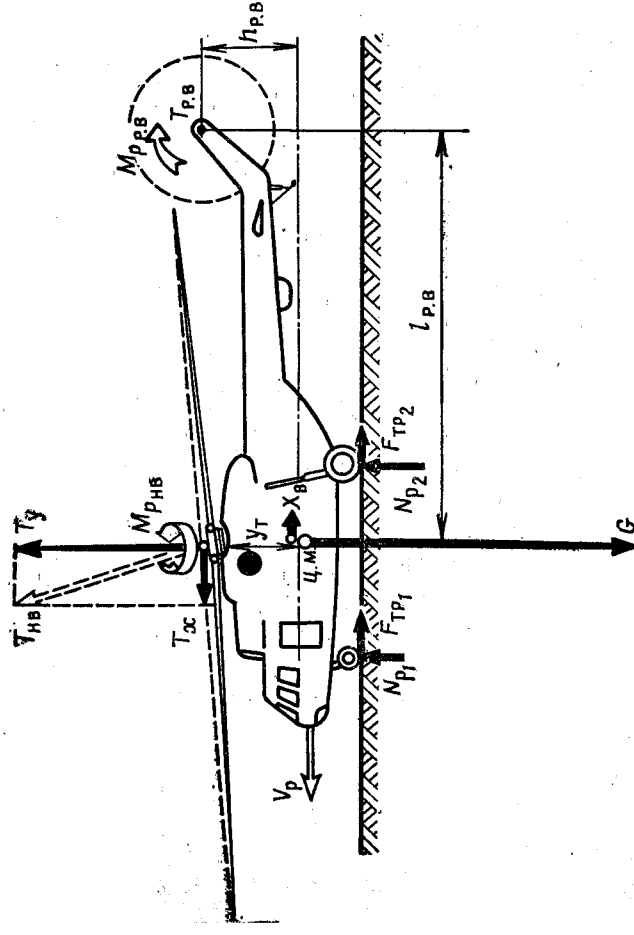


Рис. 12.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при рулении

ции земли N_p (нормальные) и силы трения $F_{тр}$ (тангенциальные), которые показаны на рис. 12.1. Кроме того, возможны и боковые силы трения $F_{тр2}$ (рис. 12.2).

Движение вертолета по земле может быть как установившимся (руление с постоянной скоростью), так и неустановившимся (разгон или торможение при рулении, разбег или пробег). В общем

случае основные уравнения сил при прямолинейном движении без юза можно выразить в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= \sum F_x = T_x - X_{\text{вп}} - F_{\text{тр1}} - F_{\text{тр2}}; \\ \sum F_y &= T_y - G + N_p + N_{p_2} = 0; \\ \sum F_z &= T_z - T_{p.v} \pm F_{\text{тр2}} = 0. \end{aligned} \right\} \quad (12.1)$$

Хотя вертолет, движущийся по земле, не имеет свободы вращения относительно продольной и поперечной осей, тем не менее из-за довольно высокого расположения центра тяжести и несимметричного расположения аэродинамических сил при определенных условиях возможны как поворот вертолета относительно этих осей (накренивание влево или вправо, подъем или опускание носа вертолета), так и опрокидывание. В прямолинейном движении реактивный момент несущего винта $M_{\text{рнв}}$ уравновешен моментом от тяги РВ ($T_{p.v}$). Чтобы не было накренивания и равномерно распределялась нагрузка на колеса и амортизацию шасси (в поперечном отношении) должно выполняться условие $T_z y_t = T_{p.v} h_{p.v}$ (рис. 12.1). При различной длине плеч y_t и $h_{p.v}$ нарушается равенство боковых сил T_z и $T_{p.v}$ и появляется боковая сила $F_{\text{тр2}}$. Если разность между силами $T_{p.v}$ и T_z оказывается больше силы бокового трения колес о поверхность площадки $F_{\text{тр2}}$, появится юз, т. е. вертолет начнет скользить в ту или иную сторону. Действующие силы образуют моменты, способствующие опрокидыванию вертолета. На рис. 12.2 схематично изображено накренивание вертолета строго влево, когда оторваны от земли переднее и правое колеса. В этом случае опрокидывающий момент влево

$$M_{\text{опр}} = -T_{\text{нв}} l_t - T_{p.v} h + G a. \quad (12.2)$$

Для всех отечественных одновинтовых вертолетов характерно стремление опрокинуться влево, в направлении действия тяги РВ. Вертолеты, оборудованные трехстоечным шасси, как правило, стремятся опрокинуться влево вперед, т. е. относительно оси, соединяющей точки опоры переднего колеса и основного левого. Из анализа уравнения (12.2) видно, что опасность опрокидывания увеличивается, если увеличиваются силы $T_{p.v}$, $T_{\text{нв}}$ и их плечи h и l_t , а уменьшается вес вертолета. Наличие бокового ветра справа также будет способствовать опрокидыванию влево, так как ветер создает боковую силу фюзеляжа $Z_{\text{ф}}$ и дополнительный завал конуса НВ влево, что увеличивает плечо l_t и момент силы $T_{\text{нв}}$ на опрокидывание. При уменьшении массы вертолет становится более предрасположенным к опрокидыванию еще и потому, что его ц. м. поднимается вверх. Из летной практики известно, что вследствие ошибок летчика опрокидывались большей частью именованные («пустые») вертолеты. Для вертолетов с трехстоечным шасси опрокидыванию способствует также движущаяся

сила НВ T_x . Векторно складываясь с неуравновешенной силой ($T_{p.v} - T_z$), она образует суммарную силу, направленную почти перпендикулярно к оси, соединяющей точки опоры переднего и левого основного колес, которая на плече, равном расстоянию от земли до втулки НВ, создает момент, способствующий опрокидыванию вертолета влево вперед.

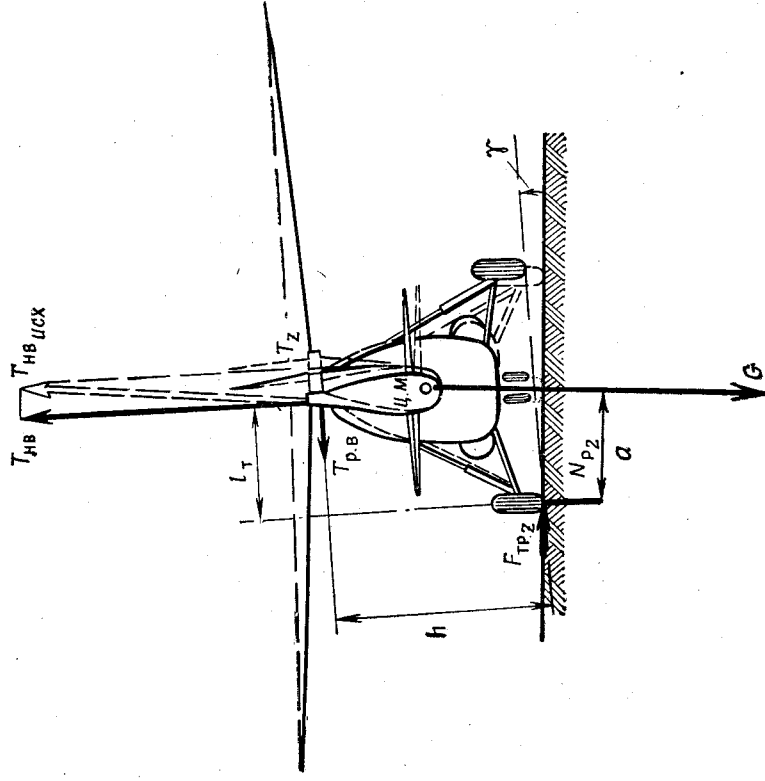


Рис. 12.2. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при юзе и накренивании

При накренивании вертолета влево вперед растет момент от тяги РВ, что также способствует дальнейшему увеличению крена вертолета. Увеличение силы $T_{\text{нв}}$ в этом случае недопустимо, так как при большем ее значении увеличивается момент $T_{\text{нв}} l_t$ и летчику приходится парировать больший реактивный момент НВ, а значит, большее значение имеет и $T_{p.v}$, которая, как и тяга НВ, способствует опрокидыванию влево. Поэтому для более устойчивого движения вертолета по земле целесообразно, чтобы $T_{\text{нв}}$ была как можно меньше. Для большинства вертолетов руление (разбег и пробег) рекомендуется только по подготовленной (укатанной) площадке, рулежной дорожке, ВПП и т. п., во всех остальных

ных случаях лучше выполнить подлет или отбуксировать вертолет транспортными средствами.

Наиболее ответственный момент руления — страгивание вертолета. После подготовки экипажа к вырубиванию надо растормозить основные колеса, плавно и координированно отклонить ручку управления от себя на $1/3—1/2$ хода от нейтрального положения и при необходимости увеличить общий шаг НВ до допустимого значения (не более 4°). Особенно плавные движения рычагами управления необходимы, если вертолет длительное время стоял на мягком и вязком грунте или плохо укатанном снеге.

На одновинтовых вертолетах не следует для страгивания отклонять ручку управления от себя до упора и при этом «помогать» знакопеременными отклонениями педалей, так как на некоторых вертолетах увеличивается вибрация вертолета из-за ударов лопастей по нижним опорам и происходит дополнительное нагружение передней стойки. При этом передние колеса (колесо) до полного углубления в грунт и тем самым препятствуют страгиванию, а изменение величины тяги РВ раскачивает вертолет и способствует опрокидыванию. Иногда страгиванию мешают переднее колесо, развернутое на 90° влево, или заторможенные основные колеса. В этом случае одновинтовой вертолет при страгивании сразу же стремится развернуться влево. В данной ситуации необходимо плавно уменьшить общий шаг НВ и выяснить причину, препятствующую вырубиванию.

На рулении необходимо выдерживать рекомендуемую скорость, не допуская ее превышения более допустимой. Обычно скорость руления определяется визуально относительно земли. Особенно опасно увеличение скорости на разворотах при наличии бокового ветра. Во избежание опрокидывания необходимо перед разворотом затормозить вертолет, снизить скорость до минимальной (скорости быстро идущего человека) и только после этого выполнять разворот.

Направление при рулении следует сохранять плавными и размерными отклонениями педалей с учетом инерционности вертолета. При этом летчику, как правило, трудно проконтролировать равенство боковых сил и моментов. Поэтому основное, на что необходимо постоянно обращать внимание, — не допустить юза и наклонения вертолета. Это особенно важно учитывать при рулении по мягкому и скользкому грунту. При наличии бокового ветра ручка управления отклоняется в сторону, откуда дует ветер.

При появлении наклонения в ту или иную сторону необходимо сразу же парировать его отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, одновременно целесообразно отклонить вперед педаль в сторону крена (крен левый — ручка управления вправо и вперед левую педаль) и уменьшить общий шаг НВ. Принятые таким образом меры предотвращают дальнейшее наклонение и опрокидывание вертолета. Особенно важно своевременно выполнять это на одновинтовых вертолетах при разворотах вправо на большой для руления скорости.

Разбег — это ускоренное прямолинейное движение вертолета по земной поверхности для достижения скорости отрыва. Скоростью отрыва $V_{отр}$ называется минимальная скорость для безопасного отделения вертолета от земли. Она зависит от взлетной массы (силы тяжести) вертолета и таких эксплуатационных факторов, как давление и температура наружного воздуха. Приближенно считается, что скорость отрыва при разбеге примерно равна половине $V_{эк}$ минус $10—20$ км/ч. При этой скорости тяга НВ за счет косого обтекания увеличивается примерно на $25—30\%$ по сравнению с тягой на висении вне зоны влияния воздушной подушки.

Для легких вертолетов (Ми-2, Ка-15 и др.) $V_{отр} = 30 \div 40$ км/ч, для средних (Ми-4, Ми-8) — $40—50$ км/ч, для тяжелых (Ми-6, Ми-10 и др.) — $60—70$ км/ч. При этом обеспечивается создание не только подъемной силы НВ T_v , равной силе тяжести, но и $T_x > X_{ар}$. Отрыв вертолета от земли сопровождается дальнейшим увеличением поступательной скорости. Особенно важно своевременно отклонять вперед правую педаль при увеличении общего шага НВ на разбеге и при отрыве вертолета от земли, так как именно в эти моменты наблюдается потеря направления при взлете.

Пробег — это замедленное движение вертолета по земной поверхности после приземления до полной остановки. Пробег начинается в момент касания колесами поверхности площадки. Соответствующая этому моменту скорость полета вертолета называется посадочной и обозначается $V_{пос}$. Посадочная скорость, как и скорость отрыва, определяется также с учетом обеспечения безопасности приземления. При этом вертикальная скорость в момент касания колес должна быть не более $0,25$ м/с. Приближенно считается, что $V_{пос} \approx V_{отр}$. Для торможения вертолета при пробеге и остановки при рулении нельзя резко и до отказа брать ручку управления на себя. Это особенно опасно делать на одновинтовых вертолетах, если выполняется с одновременным нажатием на рычаг торможения колес. Вертолет резко тормозится, причем по инерции «кивает», а конус несущего винта отклоняется назад. При встречном ветре это создает благоприятные условия для удара лопастей по хвостовой балке. Следовательно, останавливать вертолет необходимо также плавными отклонениями рычагов управления. В случае приземления на большой скорости применять тормоза можно только после уменьшения скорости до допустимой для данного типа вертолета во избежание разрушения пневматиков шасси.

§ 12.2. ВЗЛЕТ ВЕРТОЛЕТА

Взлет — это неустановившееся (ускоренное) движение вертолета от места старта до набора высоты стандартного препятствия (25 м). При взлете используется комплекс режимов: вертикальный подъем, висение, горизонтальный разгон, ввод в горку и набор высоты по наклонной траектории. Обязательным условием

для взлета является наличие определенного запаса мощности (тяги) для НВ.

На вертолетах применяются два способа взлета:

— по-вертолетному — взлет вертолета без разбега с отрывом по вертикали, с последующим разгоном вертолета и переводом в набор высоты;

— по-самолетному — взлет вертолета с разбегом до скорости, необходимой для отрыва, с последующим отрывом, разгоном и переводом в набор высоты.

Способ взлета выбирается летчиком в зависимости от характера и размера площадки, внешних условий, загрузки вертолета и запаса (избытка) тяги (мощности). В целом перед взлетом летчику приходится учитывать довольно большое количество противоречивых факторов, чтобы обеспечить безопасность взлета и полета вертолета. Поэтому перед взлетом выполняется контрольное висение, которое позволяет летчику убедиться в наличии необходимого запаса мощности для выполнения взлета, в надежности работы СУ, всех систем и агрегатов вертолета. Кроме того, контрольное висение необходимо и для определения возможности выполнения посадки с учетом предполагаемых или известных условий на площадке будущего приземления. Хотя расчет по номинальным предельной полетной массы для каждого типа вертолета вполне определяет возможности выполнения того или иного способа взлета, однако ввиду различия и несоответствия регулировки двигателей окончательная проверка возможности взлета производится на контрольном висении.

Если при использовании взлетной мощности двигателей вертолет висит на высоте более радиуса НВ над площадкой, можно выполнить взлет любым способом, в том числе и вне зоны влияния воздушной подушки; если не более 3 м над площадкой с открытыми подходами, взлет может быть выполнен или по-вертолетному в зоне влияния воздушной подушки, или по-самолетному; если не более 1,5 м над площадкой, взлет можно выполнить только по-самолетному.

Во всех случаях, если взлетная масса вертолета не позволяет применить выбранный способ взлета, необходимо ее уменьшить.

12.2.1. Взлет по-вертолетному

Взлет по-вертолетному почти для всех вертолетов является основным способом взлета. Этот способ взлета может выполняться с различными траекториями (видами взлета), которые определяются следующими условиями: размером площадки, высотой препятствий, подходами, превышением над уровнем моря, температурой наружного воздуха, взлетной массой вертолета и др.

На рис. 12.3 схематично изображены основные виды траекторий взлета по-вертолетному:

- а — с разгоном в зоне влияния воздушной подушки;
- б — по наклонной траектории;
- в — с разгоном вне зоны влияния воздушной подушки.

Траекторию взлета по-вертолетному можно условно разделить на четыре характерных этапа:

- I — отрыв вертолета от земли и вертикальный подъем со скоростью 1—1,5 м/с;
- II — кратковременное зависание и плавный переход на разгон;

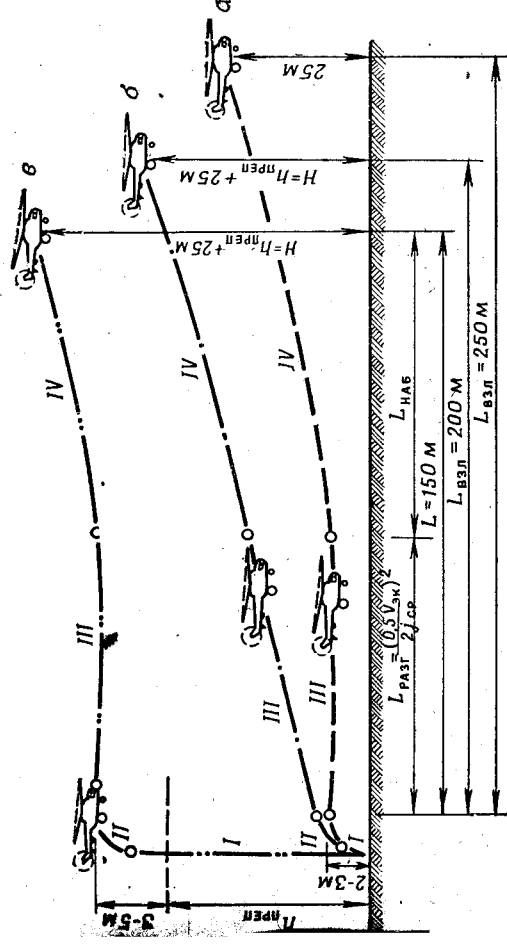


Рис. 12.3. Различные траектории взлета по-вертолетному и их характерные этапы:

I — отрыв вертолета от земли и вертикальный подъем; II — зависание и перевод на разгон; III — выдерживание; IV — переход в набор высоты

III — горизонтальный или наклонный разгон до скорости $(0,5 \div 0,7) V_{кр}$ (выдерживание);

IV — переход в набор высоты с дальнейшим увеличением скорости до $V_{кр} = V_{н. наб.}$.

Взлет по-вертолетному с разгоном в зоне влияния воздушной подушки применяется, как правило, с площадок, имеющих открытые подходы (на аэродромах). С учебной целью такой вид взлета выполняется с неполным использованием всего избытка мощности (т. е. при работе двигателей на номинальном режиме), чтобы был еще запас мощности в интересах большей безопасности выполнения взлета. Этот вид взлета получил самое широкое применение. Он позволяет выполнить взлет по-вертолетному с минимальной $N_{подв}$ при данной $m_{взл}$.

Взлет по-вертолетному по наклонной траектории рекомендуется применять на площадках ограниченных размеров и имеющих в направлении взлета препятствия высотой 3—5 м, если максимальная (взлетная) мощность СУ достаточна для одновременного разгона скорости и набора высоты. Особенно рационально применение

ние этого вида взлета на вертолетах, обладающих значительным запасом мощности.

Взлет по-вертолетному с разгоном вне зоны влияния воздушной подушки применяется также с площадок, ограниченных высокими препятствиями, когда мощность СУ вертолета позволяет выполнить висение над площадкой на высоте, превышающей радиус НВ. Кроме того, данный вид взлета используется при перевозке грузов на внешней подвеске, при взлете с пыльных площадок или площадок, покрытых свежеснеженным снегом, а также с учебной целью. Такой взлет требует наибольшей мощности двигателей при данной взлетной массе вертолета.

Особенности выполнения взлета по-вертолетному. При выполнении взлета необходимо, соблюдая указанные ограничения, разделить вертолет от земли. Перемещение рычагов управления должно быть координированным, парирующим стремление вертолета к накрению и развороту влево. Набрать требуемую высоту для того или иного вида взлета с вертикальной скоростью 1—1,5 м/с и выполнить кратковременное зависание (висение), затем плавным перемещением ручки управления от себя с одновременным увеличением общего шага перевести вертолет на разгон, сохраняя при этом координацию движений, направление полета и высоту. По достижении скорости примерно $(0,5 \div 0,7) V_{эк}$ плавно перевести вертолет в набор высоты с дальнейшим увеличением скорости до $V_{эк}$, которая почти на всех вертолетах является наилучшей скоростью набора высоты. На этой скорости целесообразно установить необходимую вертикальную скорость изменением положения рычага «шаг-газ». На вертолетах, имеющих убаюкивающие шасси, после установления скорости $V_{эк}$ целесообразно убрать шасси, так как на больших скоростях становится хуже экономичность полета. Взлет считается законченным по достижении высоты стандартного препятствия 25 м.

12.2.2. Взлет по-самолетному

Взлет по-самолетному применяется на вертолетах, как правило, при перегрузочной массе в условиях, когда произвести взлет другими способами практически невозможно из-за недостатка мощности. Такой взлет требует хорошо укатанной ровной площадки (вертодрома) для разбега, чтобы исключить возможность опрокидывания вертолета и земного резонанса.

Траекторию взлета по-самолетному условно можно разделить на три этапа (рис. 12.4):

I — разбег по земле до скорости отрыва $V_{отр}$;

II — отрыв и выдерживание с разгоном в зоне влияния воздушной подушки до $V = (0,7 \div 0,8) V_{эк}$;

III — перевод в набор высоты с дальнейшим разгоном до скорости наилучшего набора высоты $V_{н. наб}$.

Особенности выполнения взлета, исходя из перечисленных этапов, следующие. Плавным отклонением ручки управления от себя

с одновременным перемещением рычага общего шага вверх до $N_{ном'}$, а правой педали вперед стронуть вертолет и выполнить разбег. При подходе к $V_{отр}$ дальнейшим увеличением общего шага НВ винта и мощности до $N_{взл'}$, а также небольшим перемещением ручки управления на себя отделить вертолет от земли. В процессе разгона при чрезмерно большом отклонении ручки управления от

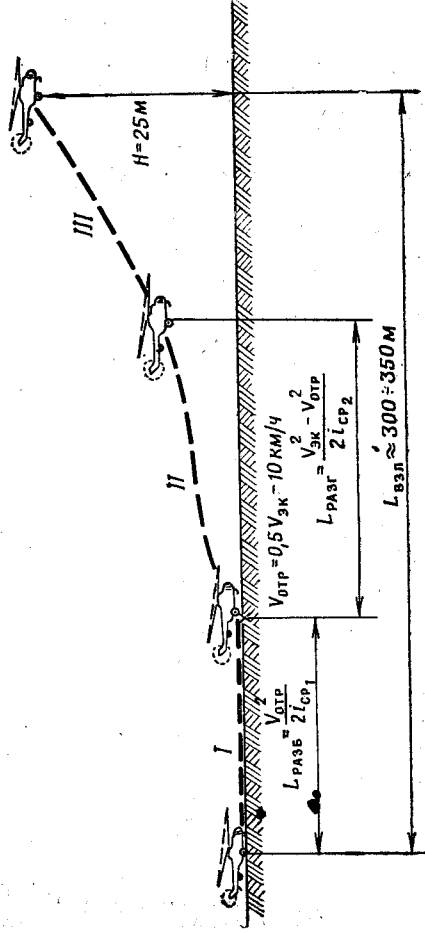


Рис. 12.4. Взлет по-самолетному и его характерные этапы:

I — разбег до скорости отрыва; *II* — отрыв и выдерживание; *III* — перевод в набор высоты

себя почти для всех одновинтовых вертолетов характерно стремление оторваться от земли сначала основные колеса, поэтому летчик должен следить за поведением вертолета и своевременным взятием ручки управления на себя парировать эту тенденцию вертолета. После отрыва с постепенным уходом от земли вертолет разгоняется до $0,7 V_{эк}$ и плавно переводится в набор с разгоном до $V_{н. наб}$.

§ 12.3. ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА

Посадка — это завершающий этап полета и один из наиболее сложных и ответственных его элементов по технике пилотирования. Посадка включает многие из изложенных выше режимов: снижение по наклонной траектории с работающими двигателями (планирование на РСНВ), вывод из планирования (выравнивание), почти горизонтальное торможение (выдерживание), висение, вертикальное снижение, приземление и пробег. С энергетической точки зрения посадка — это неустановившееся (замедленное) движение, в ходе которого гасится кинетическая энергия вертолета для безопасного приземления.

На вертолетах применяются два способа посадки: по-вертолетному и по-самолетному.

По-вертолетному — посадка без пробега с предварительным зависанием над местом приземления на установленной высоте и последующим вертикальным снижением до приземления.

По-самолетному — посадка с приземлением на установленной поступательной скорости и последующим пробегом.

Применение того или иного способа посадки обуславливается размерами и покрытием площадок, полетной массой вертолета, запасом мощности, внешними условиями и т. п. Для облегчения в целом сложного процесса выполнения посадки заход на посадку рекомендуется производить строго против ветра. Это увеличивает запасы по мощности и по путевому управлению, необходимые в интересах большей безопасности.

Расчет на посадку, как правило, уточняется на снижении из-менением поступательной и вертикальной скоростей полета при-мерно до высоты 100 м, при этом удаление от места приземления должно быть не более 1000 м. С этой высоты, как правило, лет-чик выполняет предпосадочное снижение как неустановившееся. В ходе такого маневра летчик стремится выполнить движение по заданной траектории (глиссاده) снижения для приземления точно в указанном (выбранном) месте. В процессе снижения по наклон-ной траектории надо постепенно гасить поступательную и верти-кальную скорости так, чтобы к месту начала выравнивания по-дойти на требуемой для данного типа вертолета скорости.

12.3.1. Посадка по-вертолетному

Посадка по-вертолетному является почти для всех вертолетов основным способом посадки. Этот способ посадки может выполняться с различными траекториями, которые обуславливаются многими эксплуатационными факторами. Основные из них: размер площадки, высота препятствий, подходы, превышение над уровнем моря, температура наружного воздуха, полетная (посадочная) масса вертолета и т. д.

На рис. 12.5 схематично изображены наиболее характерные траектории (виды) посадки по-вертолетному:

a — с зависанием в зоне влияния воздушной подушки;

б — с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки. Траекторию посадки по-вертолетному можно условно подразделять на следующие, наиболее характерные этапы (рис. 12.5):

I — выравнивание (снижение) с $H = (1,5 \div 2,0) D_{\text{нв}}$ по наклонной траектории на скорости $0,7 V_{\text{эк}}$ с вертикальной скоростью $2-3$ м/с с торможением скорости полета до $0,5 V_{\text{эк}}$ и вертикальной скорости до $0,5-1$ м/с;

II — выдерживание (дальнейшее торможение скорости до за-
висания) с одновременным гашением вертикальной скорости до
нуля почти на постоянной высоте:

III — кратковременное зависание и вертикальное снижение с $V_y = |2 \div 1,5|$ м/с до высоты 1 м;

IV — вертикальное снижение с высоты 1 м с постепенным гашением V_y до 0,2—0,1 м/с приземление.

Посадка по-вертолетному с зависанием в зоне влияния воздушной подушки применяется для приземления как на площадки ограниченных размеров с открытыми подходами и невысокими препятствиями (3—5 м), так и на аэродромы и подготовленные

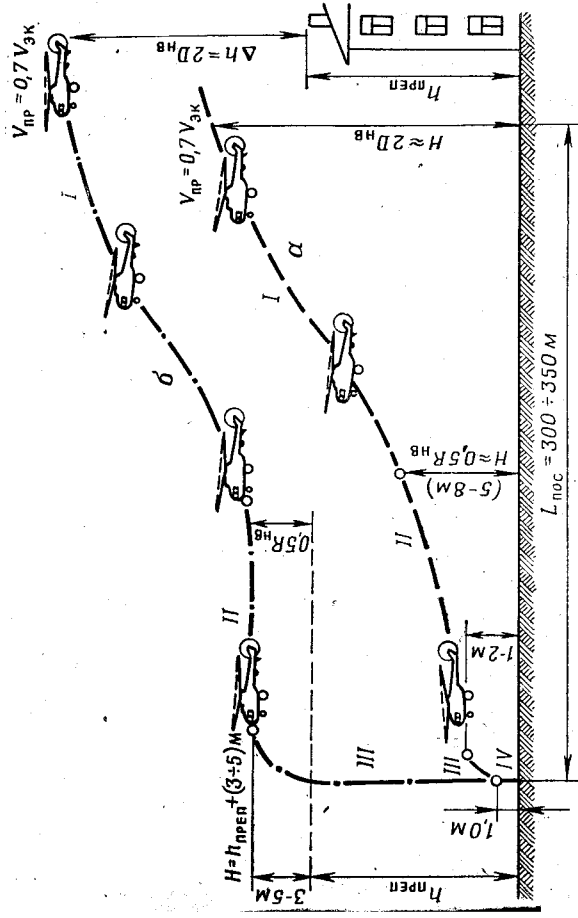


Рис. 12.5. Различные траектории посадки по-вертолетному и их характерные этапы:

I — снижение по наклонной траектории и выравнивание; II — выдерживание до зависания; III — зависание и вертикальное снижение до $h \approx 1$ м; IV — вертикальное снижение и приземление

площадки. Этот вид посадки позволяет произвести при данной $m_{\text{эл}}$ вертолета посадку на площадку ограниченных размеров с минимальной потребной мощностью.

Особенностью данной посадки является выравнивание, заканчивающееся на высоте, примерно равной половине радиуса НВ данного вертолета (рис. 12.5, а), в дальнейшем выдерживание и зависание выполняются с постепенным снижением до высоты 1—2 м, где наиболее эффективно влияние воздушной подушки.

Посадка по-вертолетному с зависанием вне зоны влияния воздушной подушки применяется для приземления на площадки ограниченных размеров с препятствиями на подходах высотой более радиуса НВ данного вертолета. Этот вид посадки используется и при посадках на пыльных площадках, площадках, покрытых свежевывалившим снегом, при перевозке грузов на внешней подвеске, а также и с учебной целью. Такая посадка выполняется, как правило, при полном использовании мощности двигателей.

12.3.2. Посадка по-самолетному

Посадка по-самолетному применяется на вертолетах реже, за исключением вертолетов Ми-6, где этот способ посадки считается основным. Применение этого способа посадки вызывает главным образом недостаток мощности СУ для выполнения посадки по-вертолетному.

На рис. 12.6 показаны различные виды траектории посадки по-самолетному при работающих двигателях и с одним отказавшим. Траекторию посадки по-самолетному можно условно подразделить на четыре последовательных этапа:

- I — предпосадочное снижение (планирование) до $H = (1,5 - 2) D_{\text{НВ}}$ по наклонной траектории с торможением до $V_{\text{пр}} = 0,7 V_{\text{эк}}$;
- II — выравнивание (вывод из угла снижения) и снижение до 3—5 м с торможением до $V_{\text{пр}} \approx 0,5 V_{\text{эк}}$ и гашением вертикальной скорости до 0,5 м/с;
- III — выдерживание (торможение до $V_{\text{нос}}$ с гашением вертикальной скорости до 0,2 м/с и снижением до $h = 1$ м);
- IV — приземление с $V_{\text{г}} \approx 0,1 \div 0,2$ м/с и пробег с торможением до полной остановки.

Посадка по-самолетному с работающими двигателями применяется в случае недостатка мощности для выполнения посадки другим способом (и с учебной целью) только на специальную площадку (аэродром, вертодром), обеспечивающую безопасный пробег после приземления. Основное преимущество такой посадки — возможность выполнения безопасной посадки на площадку сравнительно небольших размеров (по длине 250—300 м) с перегрузочной массой вертолета. Это значительно повышает экономичность использования вертолетов в конкретных условиях эксплуатации.

Особенностью посадки по-самолетному с работающими двигателями является снижение по более пологой траектории, чем при посадке по-вертолетному. Причем вертолет снижается в точку начала выравнивания, которая должна отстоять от точки приземления примерно на 150—200 м (в зависимости от типа вертолета) на высоте, приблизительно равной высоте стандартного прелетания — 25 м. Скорость по траектории в этой точке $0,7 V_{\text{эк}}$, вертикальная скорость при этом может достигать 3—5 м/с. Выравнивание выполняется более плавно с одновременным увеличением общего шага НВ с таким расчетом, чтобы закончить его на высоте 2—3 м на $V_{\text{пр}} \approx 0,5 V_{\text{эк}}$ и чтобы вертикальная скорость уменьшилась до 0,5 м/с. В дальнейшем после небольшого выдерживания вертолет плавно приземляется, при этом его можно еще поддерживать общим шагом, чтобы вертикальная скорость была не более 0,2 м/с.

После приземления и опускания носового колеса необходимо уменьшить общий шаг НВ, ручку управления поставить в нейтральное положение и применить тормоза колес.

Особенности выполнения посадки по-вертолетному. После прохода контрольной точки $H = 100$ м с заданными $V_{\text{пр}}$ и $V_{\text{г}}$ летчик начинает плавным отклонением ручки управления на себя уменьшать поступательную скорость. При этом начнет увеличиваться вертикальная скорость, так как полет выполняется на скоростях II режима. Но согласно принятому закону сохранения угла наклона траектории необходимо, чтобы вертикальная скорость не увеличивалась, а, наоборот, уменьшалась. Поэтому второе обязательное условие — увеличение общего шага НВ. Темп гашения вертикальной и поступательной скоростей должен быть таким, чтобы при выходе на высоту $(1,5 \div 2) D$ $V_{\text{пр}} = (0,5 \div 0,7) V_{\text{эк}}$, а $V_{\text{г}} \approx 2 \div 3$ м/с. Увеличивать общий шаг НВ и угол тангажа надо с таким расчетом, чтобы не допускать увеличения вертикальной скорости более 3 м/с. При перемещении рычага общего шага НВ вверх необходимо координированно переместить вперед правую педаль и ручкой управления устранить возникающее скольжение и крен в ту или иную сторону.

В дальнейшем несколько более энергичным перемещением ручки управления на себя и увеличением общего шага НВ выполняется выравнивание и вертолет выводится из планирования. При этом нельзя (почти для всех одновинтовых вертолетов) резко и чрезмерно увеличивать угол тангажа (более 10°). При энергичном увеличении угла тангажа НВ быстро переходит на положительные углы атаки. При этом увеличиваются обороты НВ и вследствие этого автоматикой сбрасывается часть мощности двигателей. Вследующее мгновение, когда вертолет закончит выравнивание, из-за быстрого уменьшения скорости в момент отклонения ручки управления от себя начинают падать обороты НВ. В результате развивается самопроизвольное снижение вертолета, иногда сопровождающееся разворотом влево, так как и тяга РВ падает. Такое резкое выравнивание с увеличением угла тангажа более 10° на вертолетах с ГТД нужно считать ошибкой летчика. В процессе выравнивания нельзя опаздывать с увеличением общего шага НВ, так как позднее и резкое его перемещение ведет, как правило, к перегиванию рычага «шаг-газ» и перегревание НВ.

В процессе выдерживания вертолет проходит так называемую скорость тряски, длительный полет на которой нежелателен, поэтому на этой скорости целесообразно не задерживаться. Обычно это устраняется увеличением общего шага НВ. Чтобы тангаж не увеличивался более 10° , ручка отдается от себя.

Зависание происходит почти над местом приземления на заданной высоте. В этот момент вертолету придается посадочное положение, затем плавным отклонением рычага общего шага вниз создается вертикальная скорость снижения ~ 1 м/с, которая гасится постепенно на высоте 1 м и в дальнейшем выдерживается не более 0,2 м/с до приземления. После приземления общий шаг НВ необходимо сразу же сбросить до упора и вывести коррекцию.

Отработка такой глиссады снижения на посадке в обычных полетах необходима для ее применения в случае отказа одного из двигателей. Особенностью посадки с одним отказавшим двигателем по сравнению с обычной посадкой по-самолетному является более энергичное и большее потребное увеличение шага НВ при выполнении подрыва для обеспечения мягкого приземления (с $V_g \approx [0,2]$ м/с).

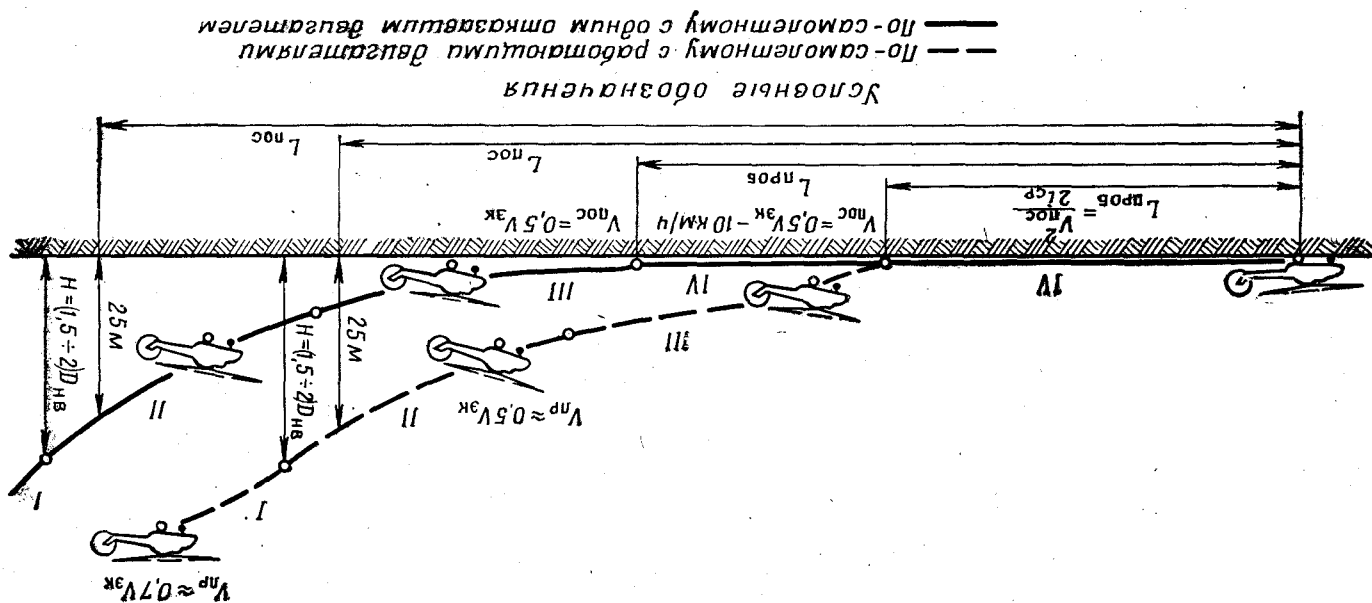


Рис. 12.6. Различные траектории посадки по-самолетному и их характерные этапы: I — снижение по наклонной траектории; II — выравнивание; III — выдергивание; IV — приземление и пробег

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 $\vec{R}_3$ вперед так, что ее составляющая X_3 направлена к носу профиля (подпараграф 2.5.3). Это обеспечивает принципиальную возможность появления на элементе лопасти силы $R_{x\text{пв}}$ (проекции $\vec{R}_3$ 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_3 к плоскости вращения зависит от величины углов установки φ_3 , атаки α_3 и угла качества Θ_k , точнее, от соотношения шага φ_3 и разности $\alpha_3 - \Theta_k$. Если $\varphi_3 < \alpha_3 - \Theta_k$ (как на рис. 13.1), то сила $R_{x\text{пв}}$ направлена по вращению и стремится ускорить его, т. е. получатся условия ускоренного самовращения. При $\varphi_3 = \alpha_3 - \Theta_k$ сила $\vec{R}_3$ направлена перпендикулярно плоскости вращения, т. е. $R_{x\text{пв}} = 0$, что является условием установившегося самовращения. Если же $\varphi_3 > \alpha_3 - \Theta_k$, то сила $R_{x\text{пв}}$ направлена против вращения, стремится замедлить его, что дает условия 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 $(\alpha_3 - \Theta_k) =$

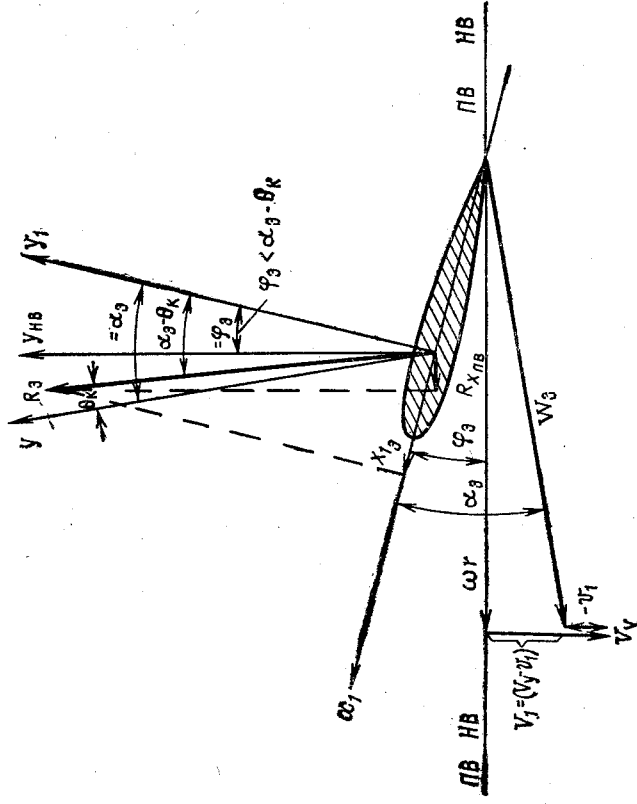


Рис. 13.1. Принцип образования ускоряющей силы $R_{x\text{пв}}$ на элементе лопасти при вертикальном снижении на РСНВ

$= f(\alpha_3)$, 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 $\varphi_3 = \varphi_{\text{уст}}$, а при большем шаге φ_2 оно будет замедленным, так как $\varphi_2 > (\alpha_1 - \Theta_k)$ при $\alpha_3 = \alpha_1$. При шаге $\varphi_3 < \varphi_{\text{уст}}$ элемент находится в условиях ускоренного самовращения.

Рис. 13.2 показывает, что максимальный шаг $\varphi_{\text{макс}}$, при котором возможно самовращение элемента лопасти, составляет примерно $11-12^\circ$. Однако в действительности значение $\varphi_{\text{макс}}$ 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 крутки 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

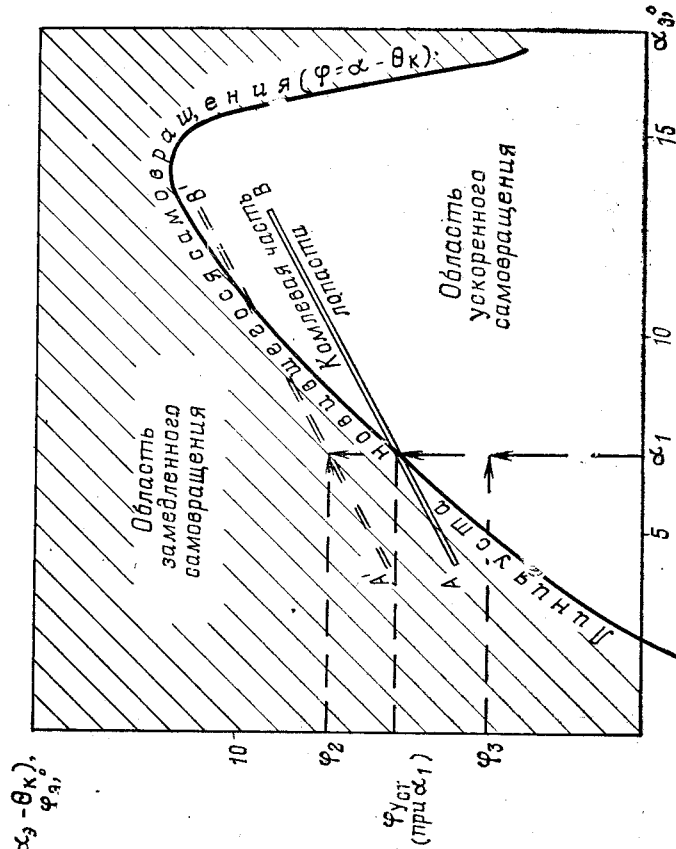


Рис. 13.2. График запаса самовращения (профиль NASA-23012, $M=0.4$)

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 косо 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 меры 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 уравновешивания изменений 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.

Переход на режим самовращения после остановки двигателей характеризуется:

- разбалансировкой вертолета по всем направлениям;
- падением оборотов несущего винта;
- уменьшением нормальной перегрузки и ухудшением управляемости;
- потерей высоты полета.

Характер изменения этих параметров зависит от исходной скорости полета вертолета в момент выключения двигателей, величины общего шага НВ, времени запаздывания и темпа сброса общего шага, а также от конструктивных особенностей вертолета и несущего винта.

Наиболее ощутимо для летчика проявляется разбалансировка одновинтового вертолета в путевом отношении в виде разворота (рывка) вертолета вправо. Кроме того, при отказе двигателей на скорости полета вперед вертолет кренится вправо и обычно опускает нос.

Рывок вправо (в сторону данной ноги) происходит под действием момента от тяги рулевого винта, поскольку исчезает $M_{рнв}$ в связи с прекращением подачи мощности от двигателей. Этот разворот вызывает левое скольжение, что вследствие наличия поперечной устойчивости приводит к накрениванию вправо. Уменьшение угла тангажа (опускание носа) вертолета объясняется изменением на пикирование продольного момента от стабилизатора при развивающемся снижении и момента от силы $T_{нв}$ при правом развороте. Некоторое влияние оказывает также уменьшение $M_{ррв}$.

Балансировка вертолета после внезапного отказа двигателей восстанавливается с помощью педалей и ручки управления: левая педаль дается вперед, ручка управления — несколько на себя и влево. При этом учитывается также влияние на балансировку сброса общего шага, что необходимо выполнить во избежание падения оборотов НВ. Наименьшая путевая разбалансировка проявляется на скоростях полета 180 и 150 км/ч соответственно для вертолетов Ми-6 и Ми-8, а разница между балансировочным положением педалей до и после выключения двигателей составляет 4—5° по углу установки лопастей рулевого винта. Выключение двигателей на скоростях, отличных от указанных выше, требует большего отклонения педалей для балансировки вертолета в путевом отношении. Величина отклонения педалей доходит до половины хода от нейтрального положения, что соответствует 8—10° по углу отклонения лопастей рулевого винта. Величина отклонения ручки циклического шага на себя при переходе на режим самовращения в зависимости от режима и скорости полета составляет 0,8—1,5°.

Падение оборотов НВ после выключения двигателей является неизбежным явлением, однако величина этого уменьшения оборотов зависит от грамотности действий летчика. Из практики полетов известно, что при выключении двигателей на высотах 300—

500 м, на режимах работы, близких к номинальным, при задержке в сбросе общего шага в течение 0,5—1 с после их выключения обороты НВ к исходу второй секунды падают на 15—20% и медленно растут, достигая наибольшей величины на режиме самовращения через 8—12 с (рис. 13.3, пунктир). Максимальная ве-

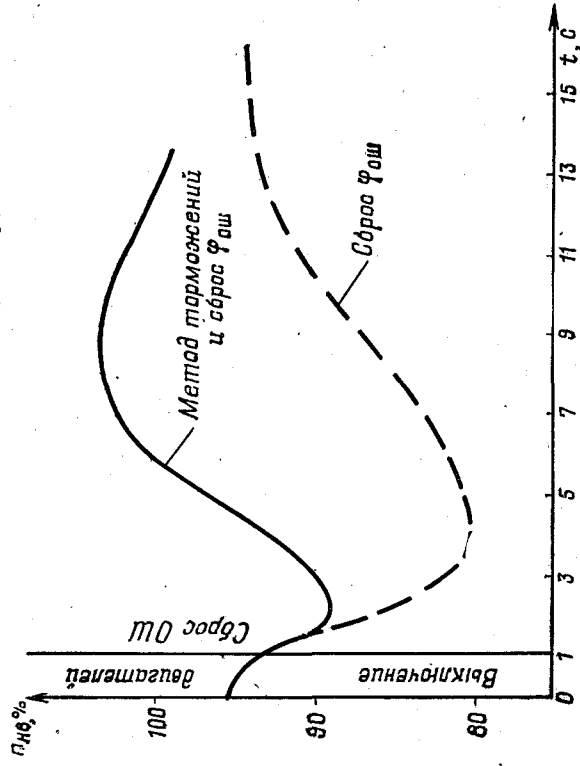


Рис. 13.3. Характер изменения оборотов несущего винта при переходе на режим самовращения

личина оборотов несущего винта на режиме установившегося самовращения, как правило, меньше оборотов несущего винта в моторном полете на 2—3%. Чем больше величина общего шага в момент выключения двигателей, тем быстрее и на большую величину происходит «провал» оборотов в процессе перехода винта на режим самовращения. Чем больше темп сброса шага, тем меньше «провал» оборотов при прочих равных условиях (рис. 13.4).

Падение оборотов НВ является крайне неблагоприятным явлением, так как это приводит к большой потере высоты за время перехода на режим установившегося самовращения и ухудшению управляемости вертолета. Последнее объясняется падением тяги несущего винта вследствие падения оборотов и как следствие уменьшением управляющего воздействия векторов тяги несущего и рулевого винтов относительно центра тяжести вертолета. Нормальная перегрузка при переходном процессе к режиму самовращения уменьшается до 0,6—0,5. Для уменьшения потери частоты вращения (оборотов) винта на режиме самовращения применяют два способа.

Первый способ заключается в сбросе общего шага НВ до минимального значения в целях уменьшения сопротивления вращению винта после выключения двигателей. Этот способ целесообразно применять при выключении двигателей на малой скорости полета. Следует обратить внимание, что, если мала и высота полета, общий шаг должен быть уменьшен немедленно для полу-

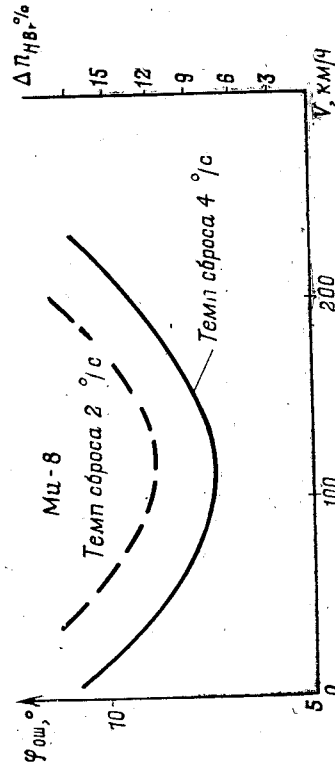


Рис. 13.4. Зависимость величины падения оборотов НВ от величины общего шага, темпа его сброса и скорости полета в момент выключения двигателей

чения возможно большей частоты вращения к моменту «подрыва» винта перед приземлением. Сброс шага НВ имеет целью уменьшение $M_{\text{собр}}$ вращению и перевод возможно большей части элементов лопастей в область ускоренного самовращения. При сбросе $\varphi_{\text{ош}}$ тяга винта становится меньше силы тяжести вертолета и начинается ускоренное снижение. Частота вращения винта вначале несколько уменьшается под действием сил сопротивления воздуха вращению. По мере увеличения вертикальной скорости снижения увеличиваются углы атаки элементов лопастей (рис. 13.1), и для все большей их части по размаху лопасти направление проекций сил $\vec{R}_z$ на плоскость вращения будет совпадать с направлением вращения винта, что приведет к увеличению его оборотов и тяги. Возрастающие вертикальной скорости снижения замедляется, а затем стабилизируется при наступлении установившегося самовращения НВ.

Второй способ уменьшения потери оборотов НВ необходимо применять при выключении двигателей на малых высотах и больших скоростях полета. Он сводится к энергичному отклонению ручки управления вертолетом на себя в целях использования кинетической энергии набегающего потока для раскрутки винта к одновременному сбросу общего шага до 5—7°. При этом НВ быстро переходит к обдувке снизу, т. е. на положительный угол атаки, за счет отклонения конуса и вертолета на кабрирование. Это приводит к изменению углов притока потока к элементам лопастей винта, увеличению их углов атаки и переводу в режим ускоренного самовращения. Обороты НВ возрастают, как

показано сплошной линией на рис. 13.3, существующего «провала» оборотов не наблюдается. Тяга НВ увеличивается как за счет увеличения углов атаки α , так и вследствие увеличения частоты вращения. Снижение вертолета замедляется, а некоторые вертолеты на больших скоростях полета могут даже несколько набирать высоту. По мере уменьшения скорости полета уменьшается скорость притока воздуха к НВ, его обороты уменьшаются, а вертикальная скорость снижения растет. В этот момент летчик должен уменьшить угол тангажа вертолета для предотвращения дальнейшего падения поступательной скорости отдачи ручки от себя, полностью уменьшить общий шаг НВ и перевести вертолет на режим установившегося самовращения, если позволяет высота, или произвести «подрыв» НВ для уменьшения вертикальной скорости перед приземлением, если к этому моменту вертолет приблизился к земле на высоту 15—18 м.

Чем выше скорость полета и больше угол атаки несущего винта, созданный летчиком после выключения двигателей, тем более благоприятны условия перехода несущего винта на режим самовращения. На рис. 13.5 показан пример изменения оборотов несущего винта и параметров полета вертолета Ми-8 при выключении двигателей на высоте 50 м. На графике видно, что при создании угла тангажа 15° на скорости 170 км/ч несущий винт переходит на режим самовращения с небольшим и кратковременным «провалом» оборотов, которые быстро восстанавливаются до исходных, а затем медленно уменьшаются по мере снижения скорости полета. Вертикальная скорость в процессе такого маневра составляет 1—3 м/с.

Переход вертолета с моторного полета на режим установившегося самовращения сопровождается потерей высоты, величина которой зависит от исходной скорости полета, величины общего шага при выключении двигателей и темпа его уменьшения. По данным летных исследований, потеря высоты при этом для вертолетов Ми-6 и Ми-8 при выключении двигателей на скоростях близких к экономическим, составляет соответственно 220—230 и 110—130 м. Время перехода на режим установившегося самовращения в этих условиях составляет 12—16 с. Для вертолетов Ми-2 и Ка-25 это время составляет 8—12 с, а потеря высоты 80—100 м.

На рис. 13.6 показана зависимость величины потери высоты от скорости полета в момент выключения двигателей при переходе на режим установившегося самовращения. На рисунке видно, что чем выше скорость полета и темп сброса общего шага в момент выключения двигателей, тем меньше потеря высоты, т. е. процесс перехода на режим самовращения протекает более коротко.

Количественные характеристики переходного процесса от моторного полета к режиму самовращения позволяют определить минимальную безопасную высоту полета, с которой летчик может перейти на режим установившегося самовращения для выполнения вынужденной посадки. Эта высота складывается из

потерю высоты за время перехода на режим самовращения с одновременным выходом на наивыгоднейшую скорость планирования, оценки обстановки и принятия решения на посадку, гашения вертикальной скорости перед приземлением и составляет минимально 170—280 м соответственно для вертолетов Ми-8 и Ми-6.

§ 13.3. ПЛАНИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

В летной практике возможны два вида планирования: вертикальное (парашютирование) и наклонное.

При вертикальном планировании скорость снижения достигает 25—30 м/с и выше, вертолет ведет себя устойчиво и хорошо управляем. В связи с большими $V_{\text{ш}}$ и невозможностью их гашения увеличением общего шага НВ перед приземлением режим длительного вертикального снижения в летной практике не применяется. Рассмотрение возможности вертикального планирования представляет интерес при отказах двигателей на висении на высотах 3—10 м, т. е. с режимов, наиболее часто встречающихся в летной практике. Для большинства вертолетов величина потребной мощности двигателей при висении в зоне влияния земной силы с нормальной взлетной массой близка к номинальной, а при висении с максимальной массой близка к максимальной (взлетной). Это означает, что вертолет висит при больших значениях общего шага. Прекращение подачи мощности к несущему винту при отказе двигателей приводит к интенсивному падению оборотов НВ, падению тяги и вертикальному снижению с большим ускорением. Время от момента выключения двигателей на высоте 3 м до момента приземления составляет 3—4 с, в течение которых легкий не успевает сбросить общий шаг для поддержания оборотов и произвести «подрыв» НВ перед приземлением.

Теоретические расчеты показывают, что максимальная высота висения, с которой возможно вертикальное планирование с последующей посадкой, ограничена верхним порогом переносимости легким вертикальной перегрузки при приземлении и составляет 8—10 м.

Наибольший интерес представляет рассмотрение режимов наклонного планирования. Схема сил и моментов, действующих на вертолет при РСНВ, на первый взгляд похожа на показанную на рис. 11.2 для моторного снижения, однако имеет ряд существенных отличий. Вместо $M_{\text{рнв}}$ действует направленный по вращению НВ момент $M_{\text{нв}}$, для парирования которого сила $T_{\text{р}}$ должна быть направлена вправо (в противоположную сторону по сравнению с моторным полетом). Соответственно дается левая педаль, а ручка управления — влево, чтобы получить направленную влево силу $T_{\text{з}}$, уравновешивающую $T_{\text{р}}$. Сила $T_{\text{нв}}$ при установившемся планировании обычно отклоняется назад (ручка берется на себя) для создания составляющей $T_{\text{х}}$, обеспечивающей

363

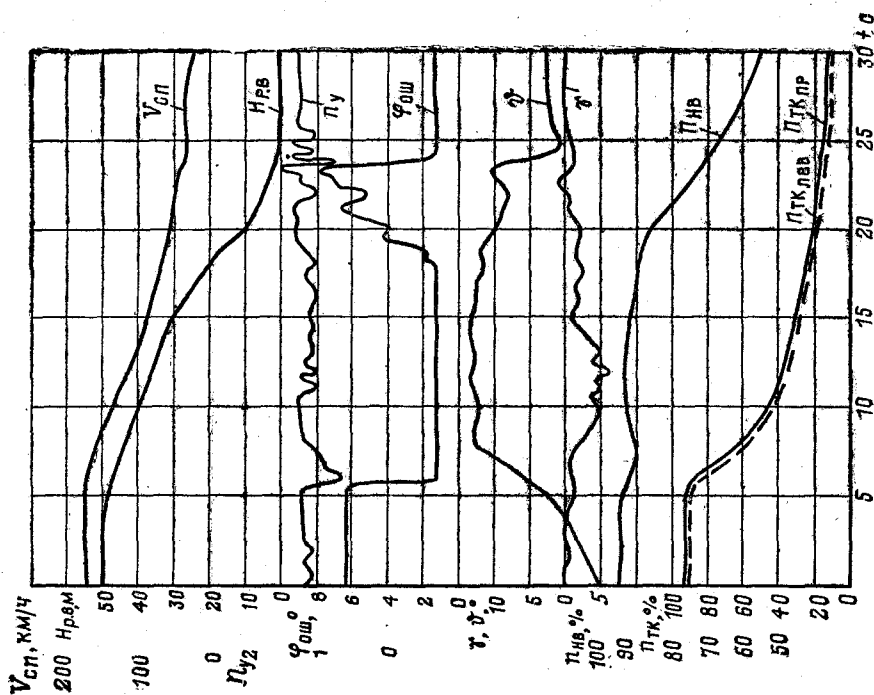


Рис. 13.5. Характеристики перехода на РСНВ и посадки вертолета Ми-8 после выключения обоих двигателей на высоте 50 м

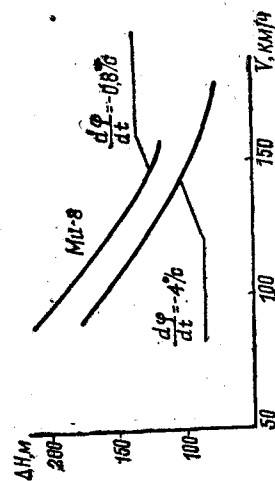


Рис. 13.6. Потеря высоты за переходный процесс в зависимости от скорости полета и темпа сброса общего шага НВ при выключении двигателей

уравновешивание сил вдоль оси Ox : $G \sin \Theta - X_g - T_x = 0$. Сила Y_{1ct} направлена вверх и создает пикирующий момент.

Вертикальная скорость снижения на РСНВ зависит от скорости по траектории $V_{пл}$.

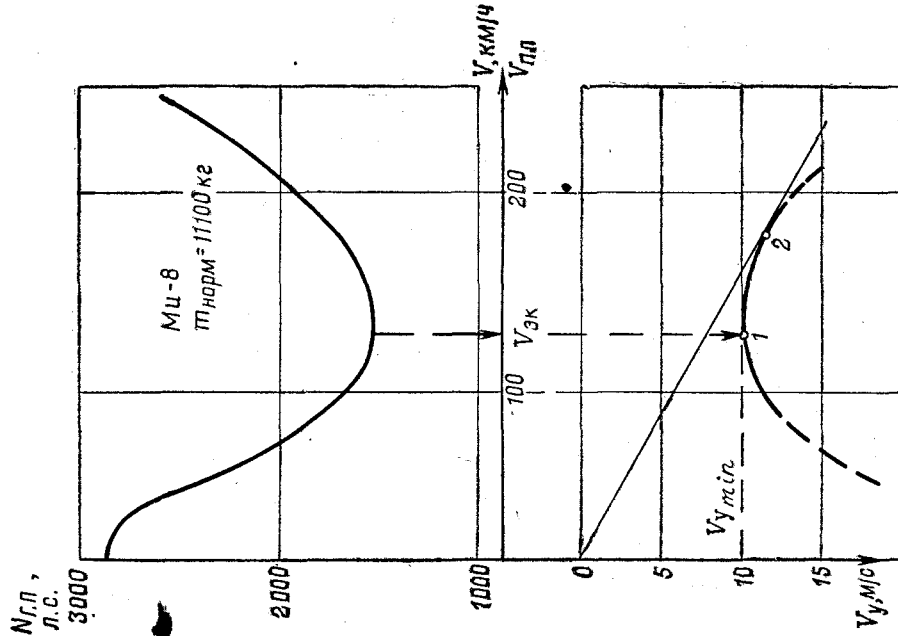


Рис. 13.7. Зависимости мощности, потребной для горизонтального полета, и вертикальной скорости при снижении на РСНВ от скорости полета для вертолета Ми-8 в СА на уровне моря

Величина V_y в первом приближении может быть определена из простых энергетических соображений. В момент отказа двигателей в горизонтальном полете на некоторой скорости $V_{г.п}$ появляется недостаток мощности, равный $N_{г.п}$. Эта недостающая мощность для работы НВ и получения необходимой тяги при планировании с той же скоростью $V_{пл} = V_{г.п}$ получается за счет расходования потенциальной энергии вертолета (GH), т. е. работы

силы тяжести при снижении со скоростью V_y : $GV_y = -N_{г.п}$, откуда

$$V_y = -\frac{75N_{г.п}}{G}. \quad (13.1)$$

Зная зависимость мощности, потребной для горизонтального полета, от скорости полета, можно получить зависимость V_y от $V_{пл}$, которая на основании зависимости (13.1) представляет собой как бы опрокинутую кривую Н. Е. Жуковского $N_{г.п} = f(V)$, как показано на рис. 13.7.

Величина V_y будет наименьшей (точка 1) при планировании со скоростью, равной $V_{эк}$, так как при этом будет минимальным недостаток мощности ($N_{г.п}$ на $V_{эк}$ минимальна). Наибольшая дальность достигается при планировании с использованием максимального аэродинамического качества вертолета на скорости $V_{нв}$, когда угол планирования минимален (точка 2). Для вертолета Ми-8 с нормальной полетной массой $\Theta_{мин} \approx 12^\circ$ в СА на уровне моря.

При отсутствии графиков $N_{г.п} = f(V)$ величина $V_{у.мин}$ может оцениваться в зависимости от удельной нагрузки и барометрической высоты ($\Delta = \frac{P_k}{P_0}$) по следующей формуле:

$$V_{у.мин} \approx 1,7 \sqrt{\frac{P}{\Delta}}. \quad (13.2)$$

§ 13.4. ХАРАКТЕРИСТИКА ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НВ

Посадка вертолета на режиме самовращения НВ характеризуется величиной скорости полета в момент приземления, а также величиной вертикальной скорости снижения, которую необходимо погасить за счет использования кинетической энергии вращения несущего винта и движения вертолета, а также энергией приземления несущего шасси. Поступательная скорость в момент приземления определяет как величину пробега, так и безопасность выполнения посадки на неподготовленную площадку.

Основными параметрами, определяющими условия посадки вертолета, являются:

- величина вертикальной скорости, которую можно погасить за счет использования кинетической энергии вращения НВ;
- высота начала «подрыва» НВ и темп увеличения общего шага;

- степень использования кинетической энергии вращения несущего винта и кинетической энергии движения вертолета на посадке.

Если пренебречь вертикальной скоростью в момент приземления, энергия, которая должна быть погашена работой тяги НВ

в процессе «подрыва» на пути торможения с высоты $h_{\text{подр}}$, составляет:

$$\frac{GV_{\text{уcn}}^2}{2g} + Gh_{\text{подр}}, \quad (13.3)$$

где G/g — масса вертолета, кг; $V_{\text{уcn}}$ — вертикальная скорость снижения перед «подрывом», м/с.

Если в процессе «подрыва» $T_{\text{нв}} = G$, гашения скорости не будет и приземление вертолета произойдет с вертикальной скоростью, равной $V_{\text{уcn}}$.

Для гашения $V_{\text{уcn}}$ необходимо, чтобы среднее значение $T_{\text{нв}}$ при «подрыве» превышало силу тяжести вертолета $T_{\text{нв,ср}} > G$, т. е. $n_{\text{усп}} > 1$.

Тяга НВ при «подрыве» возрастает в основном за счет использования кинетической энергии вращения НВ.

Можно записать:

$$h_{\text{подр}} = \frac{V_{\text{уcn}}}{2} t_{\text{подр}}, \quad (13.4)$$

где $t_{\text{подр}}$ — время «подрыва», т. е. время от момента начала увеличения общего шага НВ до приземления.

Баланс энергии на посадке с использованием кинетической энергии вращения несущего винта для гашения вертикальной скорости снижения имеет вид:

$$\frac{GV_{\text{уcn}}^2}{2g} + \frac{GV_{\text{уcn}}}{2} t_{\text{подр}} = J \frac{\omega_0^2 - \omega^2}{2} \eta^*. \quad (13.5)$$

Правая часть этого соотношения характеризует кинетическую энергию вращения и несущую способность винта, которую можно использовать при «подрыве»; J — момент инерции несущего винта; ω_0 и ω — угловые скорости вращения несущего винта до и после «подрыва»; η^* — коэффициент полезного действия несущего винта в процессе «подрыва».

Если решить уравнение (13.5) относительно $V_{\text{уcn}}$ для различных значений $t_{\text{подр}}$, то получим кривую, характеризующую зависимость величины вертикальной скорости, которую можно погасить при «подрыве», от времени $t_{\text{подр}}$ (рис. 13.8 — для вертолета Ми-8).

Из этого графика видно, что максимальная величина вертикальной скорости, которая может быть погашена при энергичном «подрыве» за 2,5—3,5 с, составляет 11—12 м/с. Эти параметры можно считать оптимальными при выполнении посадки. Приняв в среднем $t_{\text{подр}} = 3$ с, на основании выражения (13.4) получим

$$h_{\text{подр,опт}} \approx 1,5V_{\text{уcn}}. \quad (13.6)$$

Летчику необходимо помнить, что отклонение от оптимальных величин параметров «подрыва» приводит к недоиспользова-

нию кинетической энергии вращения НВ. В отдельных случаях (малая полетная масса вертолета, низкая температура воздуха, встречный ветер, ровная площадка для приземления, когда вертикальная скорость мала, а условия для выполнения посадки благоприятны) в оптимальном использовании энергии несущего винта, казалось бы, нет необходимости. Однако стремление к оп-

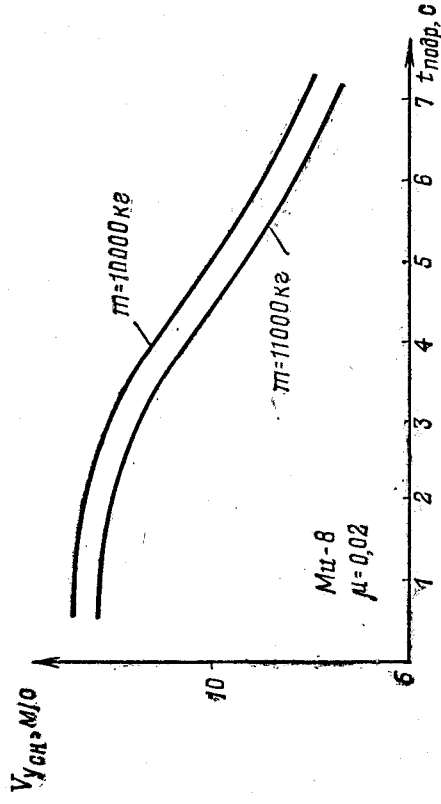


Рис. 13.8. Величины максимальных скоростей снижения, которые можно погасить при «подрыве»

тимальному ее использованию обеспечит летчику запас на случай ошибочных действий. Следует иметь в виду, что при выполнении посадки с использованием кинетической энергии вращения НВ расходуется не вся его энергия, а только часть ее. Опыт выполнения посадок с малой длиной пробег на режиме самовращения показывает, что обороты НВ при «подрыве» падают на 15—25% и составляют при приземлении на вертолете Ми-8 80—72%, а на вертолете Ми-2 — 67—60%. Более глубокое падение оборотов на посадке может привести к потере устойчивости вращения несущего винта и к потере управляемости.

Правильное использование кинетической энергии поступательного движения вертолета для уменьшения вертикальной скорости снижения перед «подрывом» значительно уменьшает кинетическую энергию вертикального снижения вертолета. Так, например, уменьшение вертикальной скорости снижения только на 1 м/с (с 10 до 9 м/с) путем увеличения угла тангажа перед «подрывом» уменьшает кинетическую энергию снижающегося вертолета примерно на 20% и является резервом летчика на случай возможных ошибок.

§ 13.5. ПРЕДПОСАДОЧНЫЙ МАНЕВР И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НВ

Предпосадоочный маневр для выполнения посадки на режиме самовращения имеет целью создание наиболее благоприятных условий для приземления вертолета. Характер маневра зависит от исходных значений высоты и скорости полета. Возможны следующие случаи отказа двигателей:

- на большой высоте полета;
- на предельно малых высотах и больших скоростях полета;
- на предельно малых высотах и скоростях полета.

В первом случае суть предпосадоочного маневра заключается в том, чтобы перевести вертолет на режим самовращения путем сброса общего шага, разгоном или торможением перейти к планированию со скоростью, близкой к экономической, снизиться на этом режиме до высоты 40—50 м, затем произвести торможение скорости полета увеличением угла тангажа и выполнить «подрыв» — гашение вертикальной скорости снижения увеличением общего шага НВ.

При отказе двигателей на предельно малых высотах на больших скоростях полета задача предпосадоочного маневра имеет две цели:

- не допускать снижения вертолета после остановки двигателя и его приземления на повышенной скорости;
- создать условия для перехода несущего винта на режим самовращения и произвести торможение вертолета без существенной потери высоты для посадки с малыми скоростями приземления. Это достигается тем, что одновременно со сбросом общего шага вертолет переводится на большие углы тангажа взлетом ручки управления циклическим шагом на себя для перевода несущего винта на режим самовращения и для торможения поступательной скорости перед приземлением. Обобщенные характеристики выполнения предпосадоочного маневра и посадки вертолета на режиме самовращения при отказе двигателей на предельно малой высоте полета представлены на рис. 13.9, откуда видно:

- потребные углы тангажа для выполнения такого маневра составляют 15—25°;
- при полете на этом режиме вертолет тормозится с темпом до 10 км/ч за секунду;
- обороты несущего винта сохраняются в течение всего предпосадоочного маневра, а к моменту подрыва несколько падают;
- вертикальная скорость снижения составляет 0,5—2 м/с в течение большей части предпосадоочного маневра и по мере уменьшения поступательной скорости медленно увеличивается, достигая к моменту «подрыва» 5—8 м/с;
- высота полета уменьшается медленно и к моменту «подрыва» близка к оптимальной;

— общее время маневра от момента выключения двигателей до приземления составляет около 20 с.

Чем меньше высота и больше скорость полета в момент выключения двигателей, тем более энергично и на большую величину необходимо увеличивать тангаж вертолета. Темп увеличения угла тангажа в этом случае должен составлять 8—10°/с.

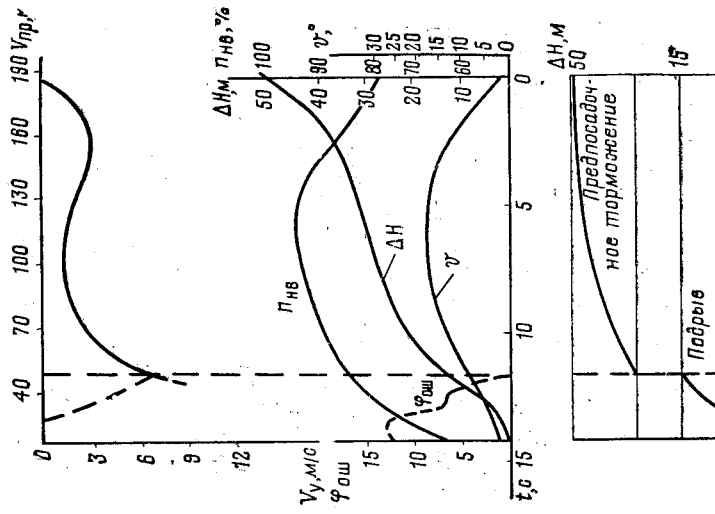


Рис. 13.9. Обобщенные характеристики выполнения посадки с предельно малой высоты

Провал оборотов после выключения двигателей зависит от времени задержки в создании угла тангажа и темпа его увеличения: чем раньше летчик начал создавать тангаж и чем выше темп его увеличения, тем меньше провал оборотов. Чем больше тангаж, тем выше и темп торможения. Длины пробега при выполнении посадки рассмотренным методом составляют 10—40 м при скоростях приземления 20—40 км/ч для вертолетов Ми-2 и Ми-8.

При выключении двигателей на предельно малых высотах и скоростях полета (менее экономической) цель предпосадоочного маневра заключается в том, чтобы не допустить перехода вертолета на большие вертикальные скорости снижения после останова двигателей и сброса общего шага. Для этого необходимо

немедленно перейти на режим торможения, если скорость близка к экономической. Это позволит быстрее восстановить обороты несущего винта после их «провала». Торможение необходимо закончить на скорости 50—60 км/ч и на этой скорости продолжить снижение до «подрыва». Если остановка двигателей произошла на скоростях, меньших, чем 50—60 км/ч, необходимо немедленным отклонением ручки от себя перевести вертолет на разгон до скорости 50—60 км/ч и на этой скорости планировать до «подрыва».

Как показывает опыт, остановка двигателей на малых скоростях полета более неприятна, чем на больших, так как переход винта на режим самовращения в этом случае более вялый, сопровождаясь «провалом» оборотов, которые к моменту «подрыва» могут не восстановиться до минимально необходимой величины. Посадка вертолета в этом случае может быть грубой и от летчика требуются особенно четкие действия рычагами управления.

Глава 14

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 $T_{\text{НВ}}$ винтов.

Поперечная балансировка осуществляется отклонением ручки управления вправо и влево, в соответствии с которым через автоматы перекосов изменяются направления аэродинамических сил и моментов M_y , 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_z 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. Возрастаение скорости приводит к увеличению силы сопротивления планера вертолета и к изменению про-

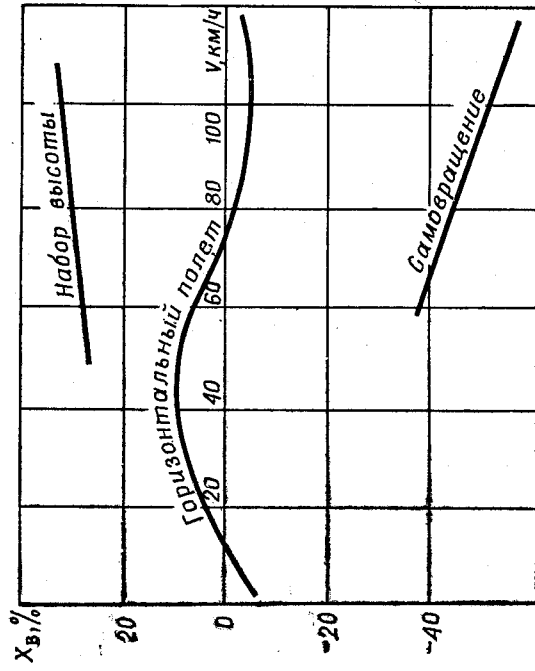


Рис. 14.1. Балансировочные кривые вертолета соосной схемы (продольное управление)

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 кривой 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

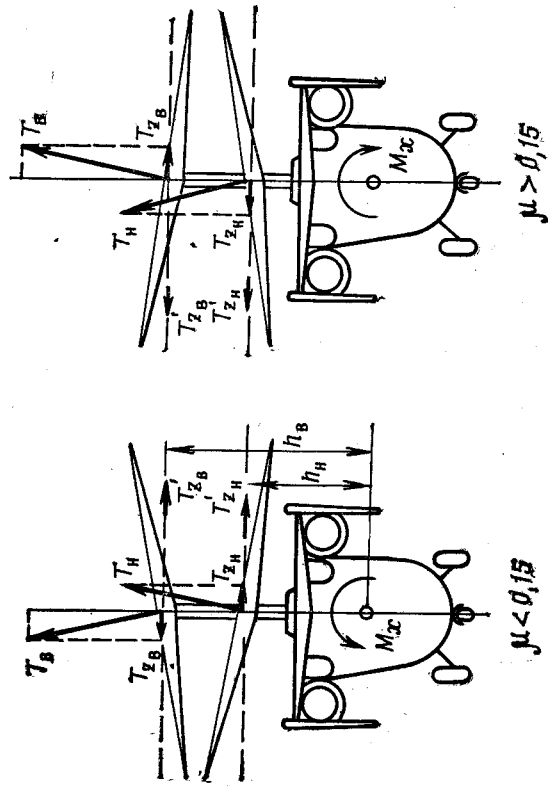


Рис. 14.2. Боковые завалы конусов НВ (вид сверху)

$\mu < 0,15$ за счет сил T_{z_b} и T_{z_n} на вертолет будет действовать момент $M_{x_i} = T_{z_b} h_n - T_{z_n} h_b$, 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_n} . Условие балансировки моментов относительно оси Ox : $M_{x_i} = (T_{z_b} - T'_{z_b}) h_n - (T_{z_n} + T'_{z_n}) h_b = 0$. При этом суммарная сила T_{z_c} будет направлена вправо. Уравновешивание сил 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 $G \sin \gamma$ разнонаправлены по оси Ox , при этом возникает момент $M_y = T_{z_c} x_T$, 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_i} , M_{y_i} 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 педалей, 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 схемы 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 снижается 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.

Для удержания вертолета от уменьшения угла тангажа за счет пикирующего момента и увеличения скорости снижения летчик одновременно с уменьшением общего шага винтов должен отклонить ручку управления на себя.

§ 14.2. ОСОБЕННОСТИ УСТОЙЧИВОСТИ

Характеристики продольной статической устойчивости при наличии поступательной скорости определяются характеристиками несущих винтов, фюзеляжа и горизонтального оперения. Не-

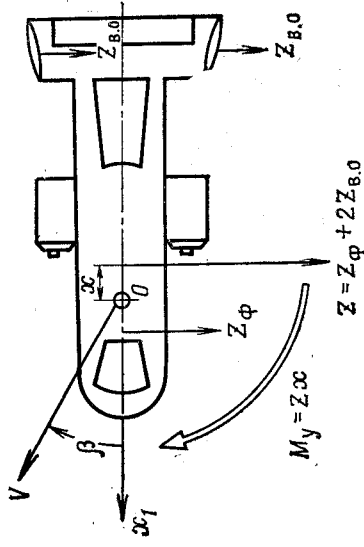


Рис. 14.3. Боковые силы и момент рыскания при скольжении

смотря на то, что несущие винты вертолета не обладают устойчивостью по углу атаки, наличие мощного горизонтального оперения обеспечивает указанную устойчивость при любом полетном α_{ϕ} .

Продольная устойчивость по скорости, так же как и у одновинтового вертолета, обеспечивается свойством несущих винтов увеличивать завал конусов вращения назад при увеличении скорости полета, что создает кабрирующий момент, под действием которого вертолет увеличивает угол тангажа, стремится набрать высоту и снизить скорость. Однако в диапазоне скоростей 50—100 км/ч по причинам, указанным в § 14.1, наблюдается статическая неустойчивость по скорости полета, что видно из рис. 14.1.

Путевая (флюгерная) устойчивость вертолетов соосной схемы обеспечивается наличием вертикального оперения, создающего тенденцию к ликвидации приращения угла скольжения β . При возникновении скольжения за счет порывов ветра, направленных под углом к направлению движения, появляются боковые силы фюзеляжа и вертикального оперения, приложенные в боковых фокусах этих частей вертолета (рис. 14.3). Несущие винты при наличии скольжения практически не создают моментов относительно оси Oy_1 , так как реактивные их моменты остаются посто-

янными. Поскольку боковой фокус фюзеляжа расположен, как правило, впереди центра масс, момент фюзеляжа является дестабилизирующим, а момент, создаваемый вертикальным оперением вертолета стабилизирующим.

Для обеспечения флюгерной устойчивости вертолета подбрався такие площадь и плечо вертикального оперения, которые создавали бы момент, большой дестабилизирующего момента фюзеляжа. Однако при больших углах скольжения β обтекание вертикального оперения происходит со срывом потока и падением его эффективности, что приводит к появлению флюгерной неустойчивости.

Поперечная статическая устойчивость вертолета соосной схемой обеспечивается свойствами несущих винтов. Например, конусы вращения несущих винтов при правом скольжении заваливаются влево, создавая поперечный момент, направленный в сторону, обратную скольжению. Разнос горизонтальных шарниров увеличивает поперечный момент, направленный в сторону противоположную скольжению, что повышает степень поперечной устойчивости вертолета. Вертикальное оперение, имеющее более развитую нижнюю часть, несколько снижает поперечную устойчивость вследствие создания момента, направленного в сторону скольжения.

Отсутствие статической устойчивости вертолета в диапазоне $V=50 \div 100$ км/ч приводит к динамической неустойчивости. Испытания, проведенные на $V=70$ км/ч и $H=1000$ м показали, что возмущенное движение имеет характер развивающихся колебаний по тангажу, крену и рысканию. Однако на $V > 100$ км/ч движение по этим параметрам затухающее, что свидетельствует о динамической устойчивости на таких режимах в моторном полете.

Глава 15

МАНЕВРИРОВАНИЕ И ПИЛОТАЖ ВЕРТОЛЕТА

§ 15.1. МАНЕВРЕННЫЕ СВОЙСТВА ВЕРТОЛЕТА

Маневренные свойства вертолета выражаются с помощью различных характеристик маневренности. Качественное представление о маневренных свойствах вертолета дает, например, перечень маневров и фигур пилотажа, которые можно на нем выполнять. Более конкретными количественными характеристиками маневренности являются характеристики выполнения отдельных маневров и фигур пилотажа. К ним относятся, например, численные значения радиуса, угловой скорости и времени выполнения виража, времени выполнения боевого разворота, набора высоты за один виток спирали и т. д. Их называют частными характеристиками маневренности.

Из большого количества характеристик маневренности можно выделить несколько, которые являются общими для выполнения всех видов маневров и фигур пилотажа. Каждый маневр выполняется с определенным законом изменения значений перегрузок n_y и n_x по времени, который определяет значения всех остальных частных количественных характеристик маневра. Поэтому называют скоростную и тангенциальную перегрузки n_y и n_x называют общими характеристиками маневренности.

Запишем уравнения движения вертолета в траекторной системе координат, полагая, что маневр выполняется без скольжения, силы вдоль оси Oz_1 уравновешены, сила T_{HB} совпадает с осью вала HB , а углом заклинивания вала можно пренебречь.

На рис. 15.1 показаны проекции сил на вертикальную плоскость развертки траектории маневра, на горизонтальную плоскость и на плоскость, перпендикулярную вектору скорости. Линия Oy является осью подъемной силы. Угол между осью Oy и осью Oy_k называют скоростным углом крена γ_c . На маневренных режимах значения γ_c мало отличаются от угла крена γ , поэтому можно принять $\gamma_c \approx \gamma$.

При этом уравнения (7.3) — (7.5), определяющие ускорение вертолета, принимают следующий вид:

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= \sum F_{x_k} = T_{HB} \sin \alpha - X_{вп} - G \sin \theta; \\ mV \frac{d\theta}{dt} &= \sum F_{y_k} = (T_{HB} \cos \alpha + Y_{вп}) \cos \gamma - G \cos \theta; \\ mV \cos \theta \frac{dV}{dt} &= \sum F_{z_k} = - (T_{HB} \cos \alpha + Y_{вп}) \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (15.1)$$

Обычно используют уравнения в перегрузках, которые получим, разделив каждое уравнение системы (15.1) на массу вертолета $m = G/g$:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_x - \sin \Theta); \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \frac{g}{V}(n_y \cos \gamma - \cos \Theta); \\ \frac{d\psi}{dt} &= -\frac{g}{V \cos \Theta} n_y \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (15.2)$$

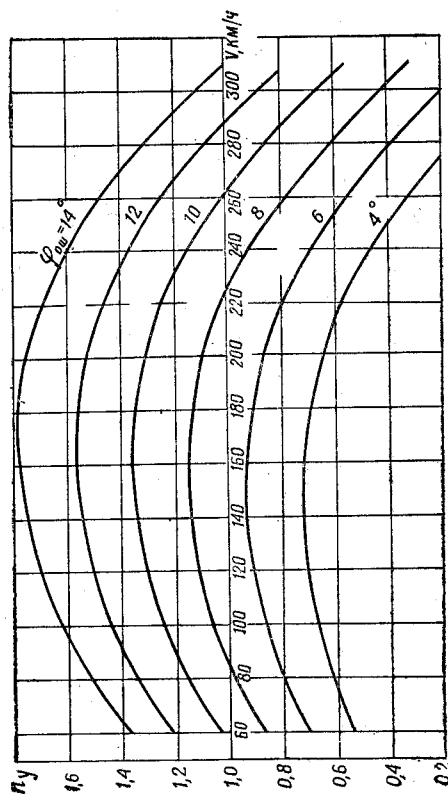


Рис. 15.2. Располагаемая нормальная перегрузка вертолета при $n_x = 0$

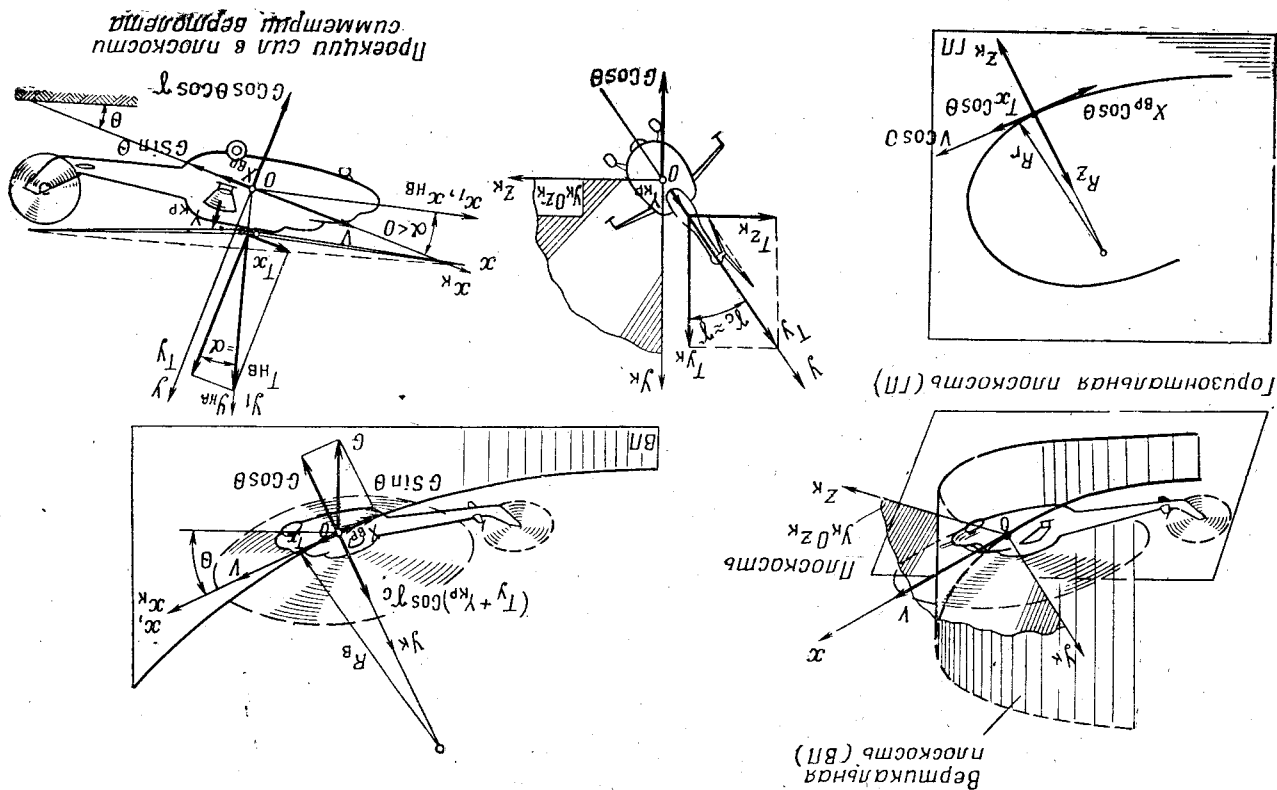
Для решения системы (15.2) и получения частных характеристик маневра необходимо знать закон изменения n_y , n_x и γ по времени.

Из рассмотрения уравнений (15.2) можно установить, что возможности вертолета по изменению своего положения в пространстве путем изменения скорости полета по величине и направлению полностью определяются значениями общих характеристик маневренности: нормальной скоростью и тангенциальной перегрузок n_y и n_x . На практике приборы объективного контроля регистрируют перегрузки не в скорости, а в связанной системе координат. Если из эксперимента известны значения перегрузок n_y и n_x в связанной системе координат, пересчет их в перегрузки n_y и n_x скорости системы координат производится по формулам (7.13) — (7.14):

$$\left. \begin{aligned} n_y &= n_{y_1} \cos \alpha + n_{x_1} \sin \alpha; \\ n_x &= -n_{y_1} \sin \alpha + n_{x_1} \cos \alpha. \end{aligned} \right\} \quad (15.3)$$

Обычно принимают $n_{y_1} \approx n_{y_2}$. На рис. 15.2 показаны значения n_y и n_x в зависимости от общего шага несущего винта для ряда

Рис. 15.1. Схема пространственного маневра вертолета



скоростей полета при $n_x=0$. Максимальное значение перегрузки n_y , соответствующее максимальной мощности двигателей при $n_x=0$, называется располагаемой (предельной) нормальной перегрузкой по мощности (§ 7.4). Ее называют еще предельной перегрузкой установленвшегося выража или длительной перегрузкой. На рис. 15.3 показана зависимость приращения перегрузки Δn_y от изменения угла атаки $\Delta \alpha$ на различных скоростях по-

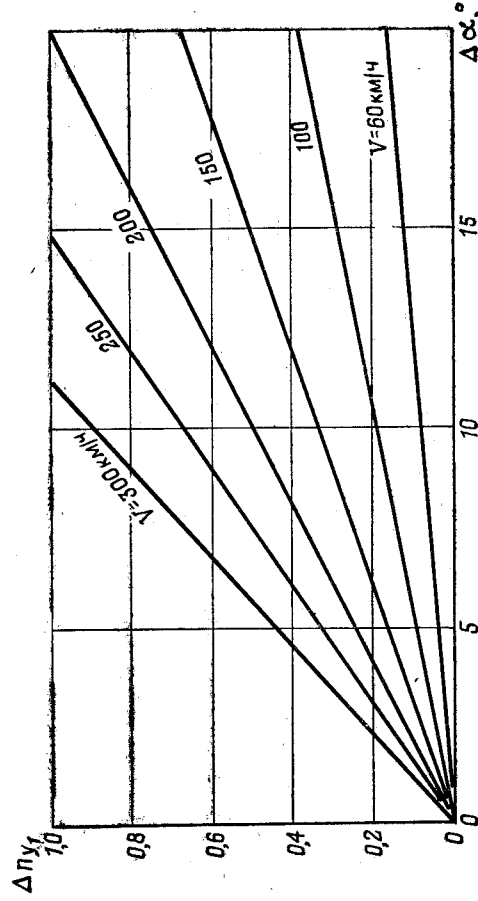


Рис. 15.3. Зависимость $\Delta n_y \approx f(\Delta \alpha)$ при различных скоростях полета

лета при постоянном значении $\varphi_{\text{общ}}$, соответствующем V горизонтального полета. Перегрузка n_y , получаемая за счет изменения угла атаки при постоянном общем шаге, называется маневренной перегрузкой. Эффективность создания маневренной перегрузки оценивается градиентом $n_y^a \approx n_y^a = \Delta n_y / \Delta \alpha$.

Продольная перегрузка n_x в связанной системе координат при изменении угла атаки на заданной скорости меняется незначительно. Поэтому основное влияние на тангенциальную перегрузку n_x в скоростной системе координат оказывает произведение $n_y \sin \alpha$.

Поскольку при изменении угла атаки одновременно меняются как n_y , так и n_x , для практических расчетов маневров необходимо иметь сетки зависимостей $n_x = f(n_y)$ для различных значений общего шага несущего винта и ряда скоростей полета. Если таких сеток нет, можно пользоваться следующим методом приближенного расчета n_x . Значение вектора перегрузки вертолета $\vec{n}$ при изменении угла атаки определяем так: $\vec{n} = n_0 + n_y^a \Delta \alpha$. Считаем, что положение его относительно связанной системы координат

изменяется незначительно. Тогда его составляющие в скоростной системе координат будут приближенно равны:

$$\begin{aligned} n_y &= (n_0 + n_y^a \Delta \alpha) \cos \Delta \alpha, \\ n_x &= -(n_0 + n_y^a \Delta \alpha) \sin \Delta \alpha, \end{aligned} \quad (15.4)$$

где n_0 — значение перегрузки вертолета при $n_x=0$ перед изменением α для исходного режима горизонтального полета. $n_0 = n_{y_m} = 1$; $\Delta \alpha = \alpha - \alpha_m$ — изменение угла атаки от балансировочного значения на данной скорости полета.

Современные маневренные вертолеты могут выполнять довольно сложнейший комплекс маневров и фигур пилотажа: разгоны и торможение с предельным темпом, выражи с углами крена до 50–55°, спирали, горки, пикирования, боевые развороты, повороты и развороты на горке.

По характеру движения маневры подразделяются на установленные и неустановившиеся. К установленным маневрам относятся: правильные выражи (развороты) и спирали. Характеристики установившихся маневров могут быть рассчитаны без интегрирования уравнений движения, по простым формулам. Характеристики неустановившихся маневров рассчитываются путем интегрирования уравнений движения. Для этих целей широко применяются ЭВМ.

По виду и расположению траекторий маневры разделяются: — на маневры в горизонтальной плоскости: горизонтальные разгон и торможение, вираж (разворот), восьмерки, змейки; — на маневры в вертикальной плоскости: горка, пикирование;

— на пространственные: спираль, боевой разворот, поворот на горке.

§ 15.2. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ РАЗГОН И ТОРМОЖЕНИЕ ВЕРТОЛЕТА

Горизонтальный разгон — прямолинейный маневр вертолета в горизонтальной плоскости, имеющий целью увеличение скорости полета. Чтобы выполнить горизонтальный разгон, летчик должен (рис. 15.4) увеличить силу тяги несущего винта путем увеличения мощности двигателей и одновременно наклонить вертолет вперед (уменьшить угол тангажа) ручкой управления циклическим шагом. Значение угла наклона вертолета вперед определяется условием сохранения постоянства высоты полета:

$$T_{\text{нв}} \cos \alpha + Y_{\text{кр}} = G.$$

Уравнения движения в перегрузках для горизонтального разгона ($\Theta=0$; $\gamma \approx 0$) принимают вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g n_x, \\ n_y &= 1. \end{aligned} \right\} \quad (15.5)$$

Чем больше запас мощности двигателей на исходном режиме, тем большую силу тяги несущего винта можно получить и наклонить вертолет на больший угол для разгона, т. е. создать большую перегрузку n_x . После увеличения мощности двигателей до заданной дальнейший разгон выполняется при постоянном значении общего шага несущего винта, а постоянство высоты полета поддерживается летчиком путем соответствующего изменения угла тангажа ручкой управления по мере увеличения скорости полета.

Максимальный темп разгона будет при взлетной мощности двигателей. При этом будет минимальным время разгона в заданном диапазоне скоростей. Чтобы рассчитать время маневра, необходимо знать значения перегрузок n_x в зависимости от скорости полета при $n_y = 1$.

Если известна эта зависимость, уравнение разгона можно решить приближенным численным методом и получить необходимые характеристики горизонтального разгона. Для этого весь диапазон скоростей разгона разбивается на ряд интервалов ΔV_i . Значение n_x в середине каждого интервала принимается постоянным, и рассчитывается среднее значение ускорения в интервале: $\bar{J}_{ср i} = g n_{x i}$, затем для каждого i -го интервала определяется время по формуле

$$\Delta t_i = \frac{\Delta V_i}{\bar{J}_{ср i}}.$$

Эти значения времени для каждого интервала последовательно суммируются. В результате получим время выполнения горизонтального разгона в заданном диапазоне скоростей:

$$t_p = \sum_{i=1}^n \Delta t_i.$$

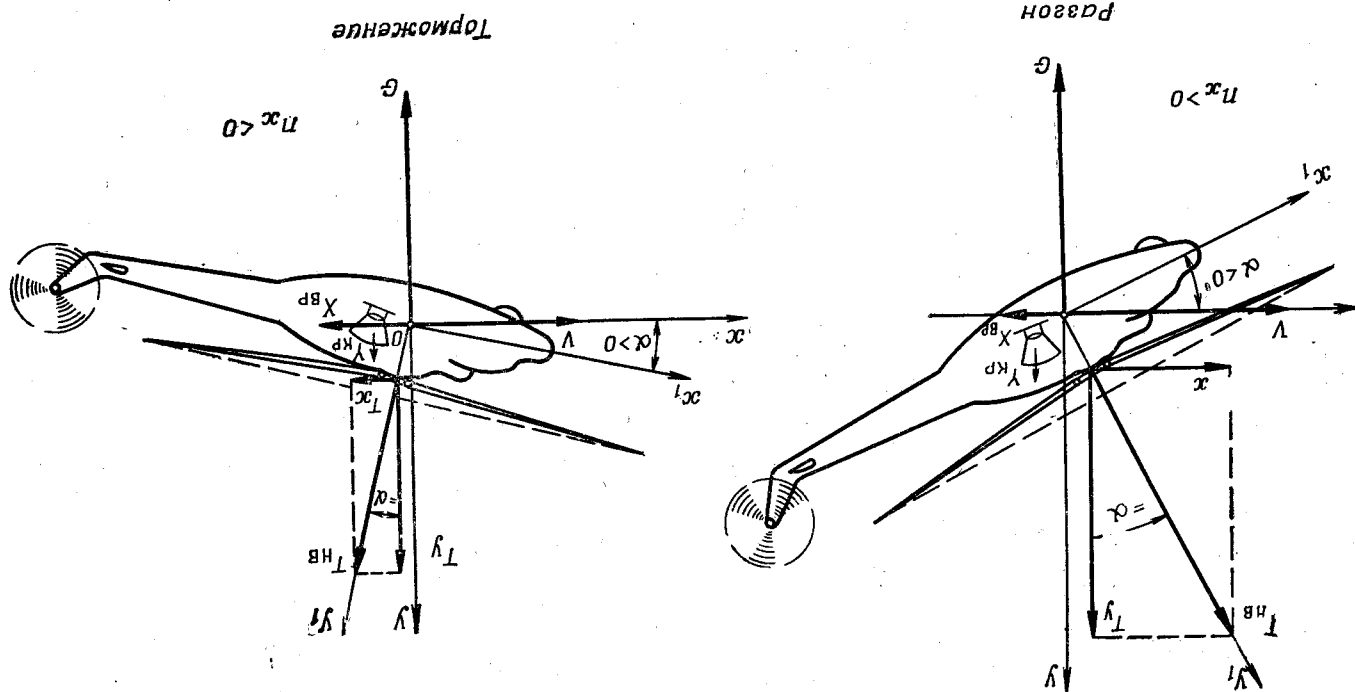
Если необходимо рассчитать горизонтальный путь вертолета за время разгона, то для каждого i -го интервала скорости определяют элементарный путь $\Delta L_i = V_{ср i} \Delta t_i$, а затем и общий путь разгона L_p :

$$L_p = \sum_{i=1}^n \Delta L_i.$$

Из рис. 15.5 видно, что максимальный темп разгона достигается на малых скоростях. По мере приближения к конечной скорости темп разгона существенно замедляется, а время маневра быстро увеличивается. Для сокращения времени маневра вторую половину разгона, если позволяют условия, рекомендуется выполнять с небольшим снижением.

В процессе разгона проявляется тенденция вертолета к крену вправо по мере увеличения скорости, которая обусловлена известной особенностью изменения поперечной балансировки вер-

Рис. 15.4. Схема сил на горизонтальном разгоне и торможении вертолета



толета по скорости полета. При выполнении маневра на малых и предельно малых высотах особое внимание надо обращать на последовательность движения органами управления: вначале увеличение мощности двигателей, а затем наклон вертолета для разгона. Если действовать в обратном порядке, возможна «просадка»

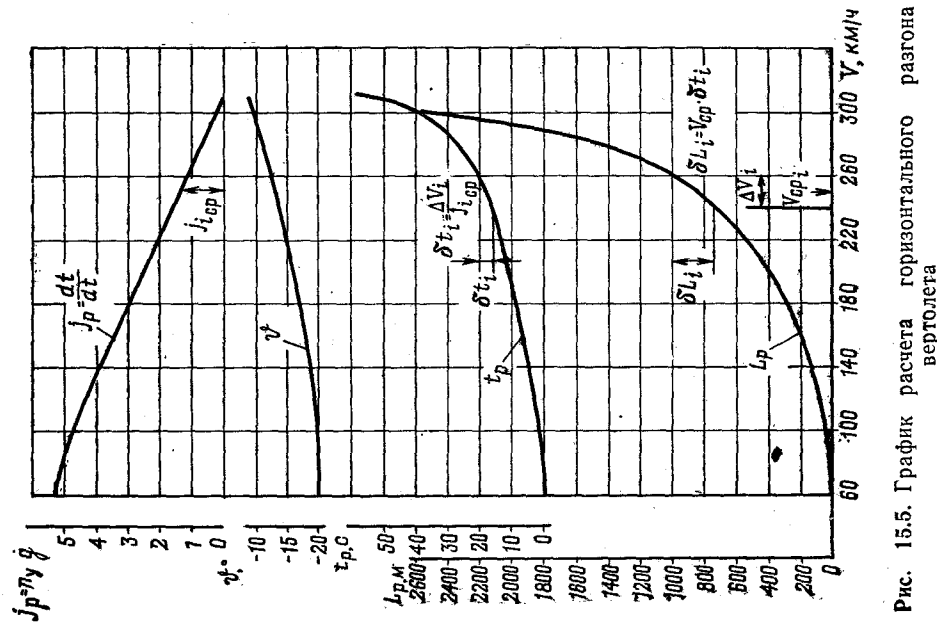


Рис. 15.5. График расчета горизонтального разгона вертолета

ка» вертолета за время приемистости двигателей, в течение которого они выходят на заданный режим. В процессе ввода вертолета в разгон вследствие уменьшения угла атаки и увеличения общего шага частота несущего винта уменьшается и разгон во всем диапазоне скоростей происходит при минимально допустимой частоте вращения. Условие ограничения по минимально допустимой частоте вращения несущего винта иногда определяет предельно возможный темп горизонтального разгона.

Горизонтальное торможение — прямолинейный маневр в горизонтальной плоскости, имеющий целью уменьшение скорости полета.

Уравнения движения при выполнении горизонтального торможения имеют вид (15.5), но в этом случае значение продольной перегрузки n_x отрицательное (рис. 15.4). Это означает, что проекция силы тяги несущего винта на горизонтальную плоскость меньше силы лобового сопротивления вертолета, а при больших положительных значениях угла тангажа (угла атаки) она может быть направлена в сторону, обратную движению, т. е. по знаку будет совпадать со знаком действия силы сопротивления $X_{вп}$.

Для выполнения горизонтального торможения необходимо уменьшением общего шага (уменьшением мощности двигателей) уменьшить силу тяги несущего винта, а стремление вертолета к «просадке» парировать увеличением угла тангажа (угла атаки), отклонив на себя ручку управления одновременно с уменьшением общего шага. При этом сила тяги несущего винта увеличивается, тем самым компенсируется ее уменьшение от уменьшения общего шага винта. Увеличение угла тангажа (угла атаки) происходит с учетом выполнения условия $n_y = 1$, при этом торможение будет горизонтальным. Максимальным значение тангенциальной перегрузки будет при максимальном увеличении угла тангажа и уменьшении мощности двигателей до минимального значения.

После достижения заданного уменьшения мощности двигателей дальнейшее торможение вертолета выполняется при постоянном значении общего шага, а постоянство высоты полета поддерживается соответствующим изменением угла тангажа, по мере уменьшения скорости полета. В диапазоне скоростей I режима полета, т. е. от максимальной до экономической скорости полета, эффективность несущего винта по созданию силы тяги (перегрузки) за счет увеличения угла атаки (угла тангажа) больше балансирующего значения позволяет выполнять горизонтальное торможение при уменьшении мощности двигателей практически до минимальной. При входе на торможение в диапазон скоростей II режима полета располагаемая тяга несущего винта и его эффективность по созданию тяги (перегрузки) за счет увеличения угла атаки начинают существенно уменьшаться по мере уменьшения скорости, и поддерживать горизонтальное торможение при постоянном общем шаге на этом режиме полета не удается. Поэтому для сохранения постоянной высоты полета на торможении в диапазоне скоростей II режима полета необходимо увеличивать мощность двигателей (увеличивать общий шаг) по мере уменьшения скорости полета.

Подход к расчету характеристик горизонтального торможения такой же, как и при расчете характеристик горизонтального разгона. Основное отличие заключается в том, что для этого случая необходимо иметь значения отрицательной перегрузки n_x в зависимости от скорости полета при $n_y = 1$ и заданном значении общего шага несущего винта (мощности двигателей).

При уменьшении общего шага и увеличении угла атаки (угла тангажа) происходит увеличение частоты вращения несущего винта. Темп увеличения зависит от темпа уменьшения общего шага и темпа создания положительного угла тангажа на торможении. Поэтому на практике темп уменьшения общего шага на горизонтальном торможении подбирается таким, чтобы при сохранении высоты полета отклонением ручки управления на себя частота вращения несущего винта не выходила за пределы ограничений по инструкции экипажу. По мере уменьшения скорости полета на торможении проявляется тенденция вертолета к крену влево и развороту вправо, которые обусловлены известными особенностями изменения поперечной и путевой балансировки вертолета по скорости полета.

§ 15.3. ВИРАЖ

Вираж — фигура пилотажа, при выполнении которой вертолет разворачивается в горизонтальной плоскости на 360° . Часть виража называется разворотом. Вираж с креном до 45° называется мелким, а с креном более 45° — глубоким.

15.3.1. Правильный вираж

Правильный вираж — вираж, выполняемый с постоянной скоростью полета и углом крена без скольжения. Правильный вираж, выполняемый при предельно допустимом для данной скорости значении располагаемой нормальной перегрузки, называется предельным виражом по перегрузке. Траектория правильного виража — окружность с радиусом R .

В соответствии со схемой сил (рис. 15.6) для правильного виража можно записать уравнения движения (15.1), (15.2) в виде:

$$m \frac{dV}{dt} = \sum F_x = T_{\text{нв}} \sin \alpha - X_{\text{вп}} = 0$$

или $n_x = 0$ (условие $V = \text{const}$);

$$(15.6)$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = \sum F_{y_k} = (T_{\text{нв}} \cos \alpha + Y_{\text{кр}}) \cos \gamma - G = 0 \quad \text{или} \quad n_y \cos \gamma = 1,$$

$$(15.7)$$

откуда

$$n_y = \frac{1}{\cos \gamma} \quad (\text{условие } \Theta = \text{const} = 0; H = \text{const}).$$

$$(15.8)$$

$$m \frac{V^2}{R} = \sum F_{z_k} = (T_{\text{нв}} \cos \alpha + Y_{\text{кр}}) \sin \gamma$$

$$(15.9)$$

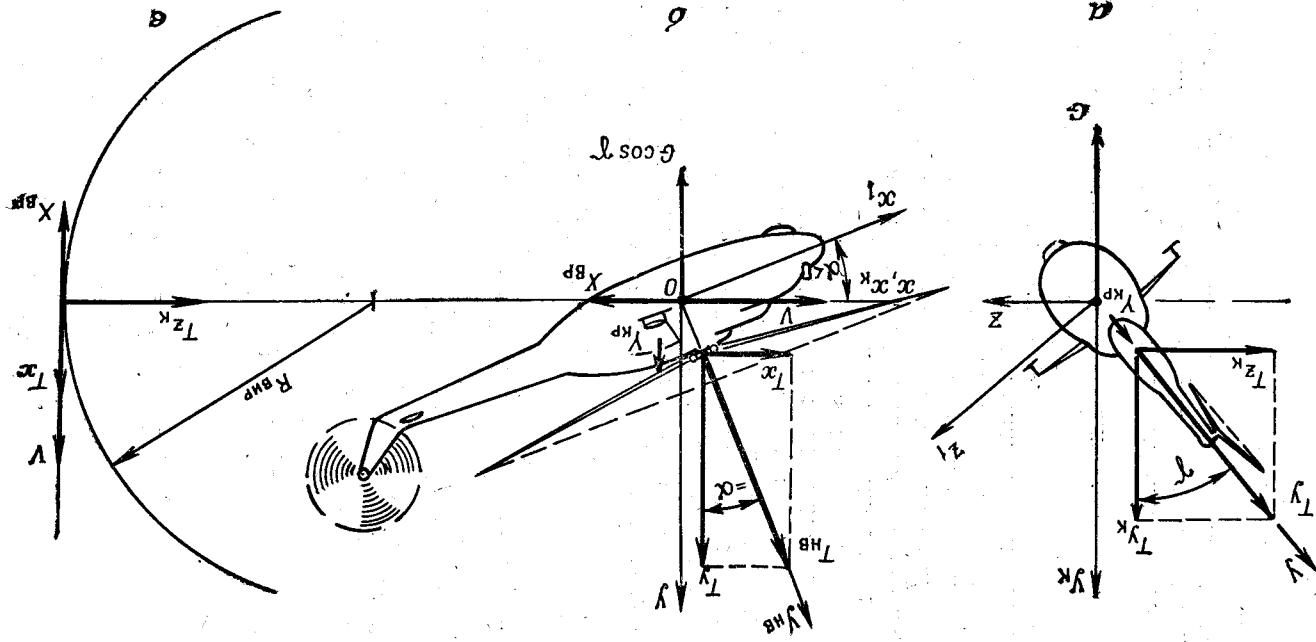
или

$$\frac{V^2}{R} = g n_y \sin \gamma = g \operatorname{tg} \gamma.$$

$$(15.10)$$

Используя выражения (15.8) и (15.10), получим формулы для расчета характеристик правильного виража.

Рис. 15.6. Схема сил на правильном вираже: α — в плоскости, перпендикулярной V ; β — в плоскости симметрии вертолета; γ — в проекции на горизонтальную плоскость



$$R = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} = \frac{V^2}{g \sqrt{n_y^2 - 1}}. \quad (15.11)$$

Угловая скорость разворота на вираже

$$\omega_y = \omega_{\text{вир}} = \frac{g}{V} \operatorname{tg} \gamma = \frac{g}{V} \sqrt{n_y^2 - 1}. \quad (15.12)$$

Время разворота на 360° , т. е. на угол 2π рад,

$$t_{\text{вир}} = \frac{2\pi}{\omega_{\text{вир}}} = \frac{2\pi V}{g \operatorname{tg} \gamma} = 0,64 \frac{V}{\sqrt{n_y^2 - 1}}. \quad (15.13)$$

Как видно, все основные частные характеристики правильного виража могут быть рассчитаны, если известно значение одной общей характеристики маневренности — нормальной перегрузки n_y . Предельные значения характеристик виража достигаются при использовании значений располагаемых нормальных перегрузок $n_{yр}$ при $n_x = 0$ (рис. 15.2). Эти значения перегрузок реализуются при выполнении правильных виражей с углами крена

$$\gamma = \arccos \frac{1}{n_{yр}}. \quad (15.14)$$

Для выполнения правильного виража необходимо увеличением общего шага начать увеличивать мощность двигателей, а стремление вертолета к набору высоты при этом парировать увеличением угла крена в сторону разворота, поддерживая одновременно заданную скорость полета отклонением ручки управления на себя. По достижении заданного угла крена увеличение мощности двигателей прекратит. Если выполняется предельный вираж, мощность двигателей увеличивается до максимальной.

На развороте с заданным углом крена и постоянной мощностью двигателей основное внимание должно уделяться поддержанию высоты и скорости полета. Отклонения от заданной высоты полета (снижение, набор) устраняются изменением угла крена. Скорость полета поддерживается постоянной путем соответствующих продольных отклонений ручки управления. Шарик указателя скольжения должен удерживаться в центре.

15.3.2. Неправильный вираж

Правильный вираж выполняется без скольжения. Но на практике летчик выполняет это условие, приближенно удерживая на маневре шарик указателя скольжения в центре. Однако положение шарика в центре не всегда означает, что $\beta = 0$. Когда шарик укажет на скольжения в центре, это означает, что поперечная перегрузка $n_z = 0$, а угол скольжения β равен балансирующему, при котором выполняется это условие балансировки. Поэтому в дальнейшем под наличием скольжения следует понимать то значение

угла скольжения, которое вызывает отклонение шарика указателя от центра, т. е. вызывает появление поперечной перегрузки n_z . Появление поперечной перегрузки n_z приводит к отклонению равнодействующей аэродинамических сил от плоскости симметрии вертолета на угол

$$\Delta \gamma = \arctg \frac{n_{z1}}{n_y}. \quad (15.15)$$

На вираже (развороте) внешнее скольжение увеличивает наклон равнодействующей в сторону разворота и одновременно увеличивает потребное значение нормальной перегрузки для виража без снижения при заданном угле крена

$$n_y = \frac{1}{\cos (\gamma + \Delta \gamma)}. \quad (15.16)$$

Для увеличения n_y необходимо либо увеличить мощность двигателей, либо изменить скорость полета до той, при которой располагаемая перегрузка будет равна новому значению. А если вираж предельный по перегрузке и скорости полета изменять нельзя, то для устранения снижения необходимо уменьшить угол крена вертолета. Таким образом, внешнее скольжение не улучшает характеристик виража, а, наоборот, ухудшает выполнение маневра на малых высотах, и особенно на предельных режимах.

Внутреннее скольжение на вираже (развороте) более благоприятно с точки зрения безопасности полета, так как возникающая при этом поперечная перегрузка уменьшает угол наклона равнодействующей в сторону разворота и уменьшает потребное значение нормальной перегрузки при заданном угле крена. Для расчета характеристик неправильного виража можно пользоваться формулами для правильного виража (15.11) — (15.13), только в этом случае в указанные формулы необходимо подставлять значения нормальной перегрузки n_y , определяемые по формулам (15.15) — (15.16), а вместо угла крена — значение угла наклона равнодействующей ($\gamma \pm \Delta \gamma$).

15.3.3. Форсированный разворот

Форсированный разворот — это разворот вертолета в горизонтальной плоскости с уменьшением скорости полета. При уменьшении скорости полета угловая скорость разворота увеличивается, а время разворота на заданный угол сокращается, поэтому одной из целей выполнения форсированных разворотов является сокращение времени разворота на заданный угол. Кроме того, выполнение форсированных разворотов в определенных условиях является единственным способом развернуться на нужный угол, особенно на 180° , когда выполнение правильных виражей невозможно или ограничено по соображениям безопасности

полета. Так, например, для вертолета Ми-24 выполнение правильных выражений на скоростях более 250 км/ч не разрешается, а для всех вертолетов выполнение установившихся выражений на максимальной скорости вообще невозможно из-за отсутствия избытка мощности двигателей. Уравнения движения при выполнении форсированного разворота имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= gn_x; \\ n_y &= \frac{1}{\cos \gamma}; \\ \frac{V^2}{R} &= gn_y \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (15.17)$$

Второе и третье уравнения этой системы совпадают с соответствующими уравнениями для правильного виража. Отличие в схеме сил будет лишь в проекциях сил на скоростную ось Ox , так как вертолет в процессе разворота тормозится и тангенциальная перегрузка в этом случае отрицательна.

На вертолетах применяются два типа форсированных разворотов: при постоянном общем шаге и с уменьшением общего шага несущего винта. Для пояснения различий в выполнении этих типов маневра рассмотрим схемы сил в плоскости симметрии вертолета (рис. 15.7). Для простоты изложения будем рассматривать только равнодействующую силу $\vec{R} = \vec{T}_{\text{нв}} + \vec{Y}_{\text{кр}} + \vec{X}_{\text{вр}}$ и ее проекции на скоростные оси Ox и Oy . При выполнении правильного виража сила R является подъемной силой $R = T_y = G/\cos \gamma$, при этом увеличение силы R от $R = G$ до значения $R = G/\cos \gamma$ при вводе в вираж достигается путем увеличения $\varphi_{\text{ош}}$ (мощности двигателей).

При вводе вертолета в разворот с этим же значением крена при постоянном общем шаге НВ увеличить силу R для выполнения разворота без снижения можно только за счет увеличения угла атаки на $\Delta\alpha$ отклонением ручки управления на себя, т. е. при $R = G + T_y^a \Delta\alpha$.

Угол атаки следует увеличивать до тех пор, пока не будет достигнуто условие выполнения разворота без снижения при заданном угле крена: $T_y = R \cos \Delta\alpha = G/\cos \gamma$. Но при этом сила R дает отрицательную проекцию на скоростную ось Ox : $R_x = -R \sin \Delta\alpha$, и вертолет будет тормозиться, так как $n_x < 0$. Если при вводе в разворот уменьшить общий шаг несущего винта, а соответственно и силу R , для выполнения тех же условий потребное значение изменения угла атаки $\Delta\alpha$ будет еще больше, больше будет и тормозящая сила R_x . Поэтому форсированные развороты с уменьшением общего шага происходят с энергичным уменьшением скорости полета и соответственно с большими угловыми скоростями разворота, а время разворота на заданный угол будет минимальным.

Ввод в форсированный разворот с постоянным общим шагом производится координированным отклонением ручки управления в сторону крена и на себя для создания перегрузки и торможения вертолета. Координация движений ручки управления должна быть таковой, чтобы по мере увеличения крена увеличение перегрузки удерживало вертолет на заданной высоте без набора и снижения. После достижения заданного угла крена летчик удерживает вертолет на высоте разворота продолжным отклонением ручки управления, т. е. подбирает угол атаки (тангажа) по мере уменьшения скорости, который был бы достаточен для создания необходимой для горизонтального разворота перегрузки $n_y = 1/\cos \gamma$. Это обусловлено тем, что по мере уменьшения скорости в диапазоне скоростей от максимальной до экономической располагаемая перегрузка вертолета возрастает (рис. 15.2), а эффективность несущего винта по созданию перегрузки n_y^* уменьшается (рис. 15.3). Кроме того, по мере уменьшения скорости полета балансирующее значение угла тангажа увеличивается на кабрирование и для создания необходимого приращения угла атаки $\Delta\alpha = \alpha - \alpha_0$ угол тангажа также надо увеличивать.

Торможение вертолета производится до тех пор, пока увеличение располагаемой нормальной перегрузки по мере уменьшения скорости не достигнет значения, достаточного для продолжения горизон-

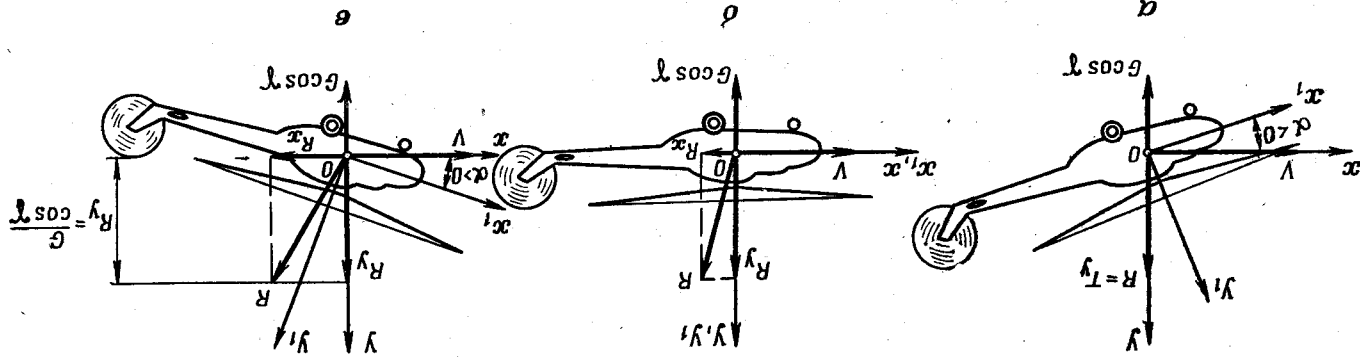


Рис. 15.7. Схема сил в плоскости симметрии вертолета при выполнении разворотов: а — правильный вираж; б — форсированный разворот с постоянным $\varphi_{\text{ош}}$; в — форсированный разворот с уменьшением $\varphi_{\text{ош}}$

тального разворота с постоянной скоростью. Так, например (рис. 15.2), если начать форсированный разворот со скорости 310 км/ч с постоянным общим шагом и углом крена 45°, вертолет должен затормозиться до скорости 260—270 км/ч, на которой располагается нормальная перегрузка достаточно для выполнения горизонтального разворота с этим углом крена при постоянной скорости полета. Дальнейший разворот будет выполняться, как правильный вираж.

В некоторых случаях увеличение располагаемой перегрузки по мере уменьшения скорости может оказаться недостаточным и уменьшение скорости будет продолжаться весь разворот. Например, если выполнять форсированный разворот с $\gamma = 45^\circ$ и при начальной скорости $V = 260$ км/ч, максимальное значение установленной нормальной перегрузки при торможении до скорости $V = 150$ км/ч будет $\approx 1,35$, что недостаточно, и торможение вертолета для увеличения перегрузки до нужного значения надо продолжать. Однако при дальнейшем торможении по мере уменьшения скорости менее 150 км/ч, т. е. при входе в область II режимов полета, располагаемая установившаяся перегрузка начинает уменьшаться, резко уменьшается и эффективность несущего винта по созданию перегрузки изменением угла атаки α_y . В этом случае даже создание большого угла атаки (тангажа) может оказаться недостаточным для разворота без снижения (рис. 15.2), поэтому продолжение разворота на скоростях менее 150 км/ч необходимо выполнять с увеличением общего шага несущего винта, т. е. с увеличением мощности двигателя. Если это окажется недостаточным, необходимо уменьшить угол крена и тем самым уменьшить требуемую нормальную перегрузку для разворота без снижения.

Ввод в форсированный разворот с уменьшением общего шага производится координированным уменьшением общего шага и отклонением ручки управления на себя для создания перегрузки, причем отклонение ручки управления должно преобладать и вертолет должен иметь тенденцию к набору высоты. Эту тенденцию летчик устраняет увеличением угла крена и вводит вертолет в разворот. После достижения заданного значения общего шага дальнейшее увеличение угла крена до заданного и продолжение выполнения разворота производятся, как при выполнении форсированного разворота с постоянным общим шагом.

Минимальная скорость полета, до которой вертолет может тормозиться при выполнении форсированных разворотов, очень часто ограничивается (например, значением 100 км/ч). Если на маневре достигнута минимально допустимая скорость, а вертолет еще не развернулся на заданный угол, продолжение разворота должно выполняться без торможения, для чего необходимо увеличить мощность двигателей до нужного значения.

В процессе выполнения форсированных разворотов вследствие энергичного уменьшения скорости более заметно проявляется

тенденция вертолета к увеличению крена на левом развороте и к выходу из крена — на правом, обусловленная особенностями поперечной балансировки по скорости полета. Выполнение форсированных разворотов с уменьшением общего шага происходит с заметным увеличением частоты вращения несущего винта

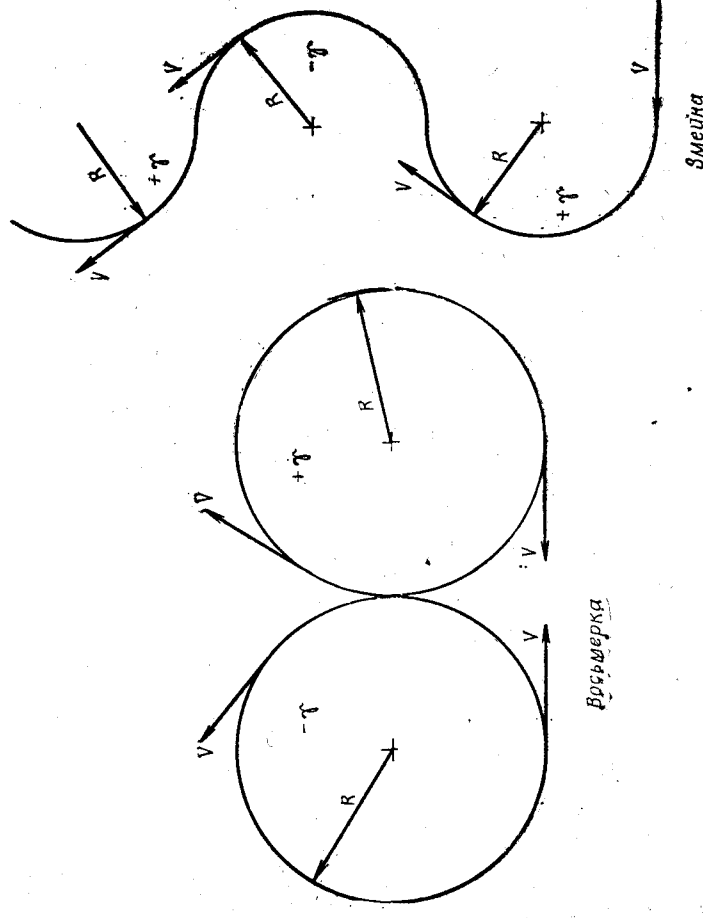


Рис. 15.8. Схема выполнения фигур пилотажа «восьмерка» и «змейка»

вследствие значительного уменьшения общего шага и увеличения угла атаки несущего винта для создания необходимой перегрузки n_y .

В летной практике встречаются и другие фигуры пилотажа в горизонтальной плоскости. К ним относятся восьмерки, змейки (рис. 15.8).

Восьмерка — фигура пилотажа, состоящая из двух последовательно выполняемых правильных виражей с углами крена разных знаков.

Змейка — фигура пилотажа, состоящая из последовательно выполняемых один за другим установившихся разворотов с углами крена разных знаков.

Особенности выполнения этих фигур пилотажа такие же, как и при выполнении правильных виражей.

§ 15.4. СПИРАЛЬ

Спираль — фигура пилотажа, при выполнении которой вертолет движется по спиральной траектории с набором высоты (восходящая спираль) или со снижением (нисходящая спираль).

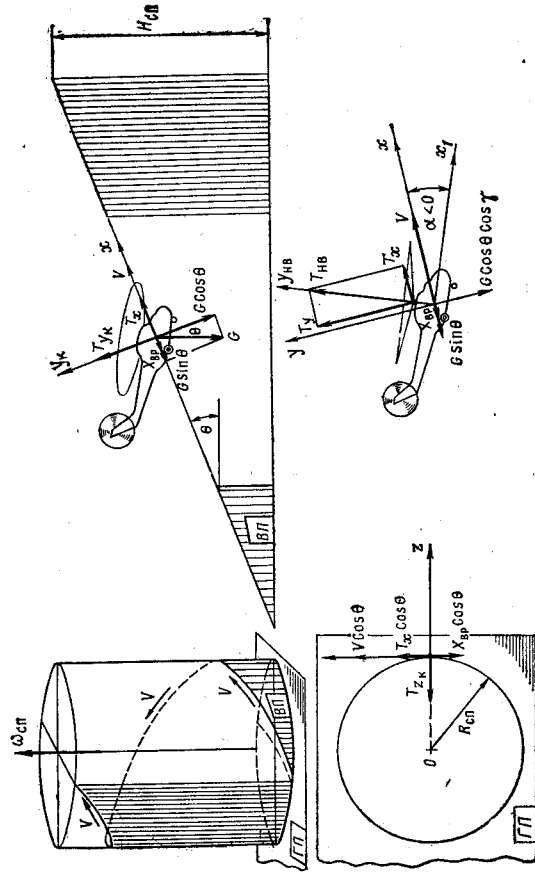


Рис. 15.9. Схема траектории спирали в проекциях на ГП, ВП и в плоскости симметрии вертолета

Спираль с углами крена до 45° называется мелкой, с углами крена более 45° — глубокой.

Основные кинематические характеристики траектории спирали представлены на рис. 15.9, где R — радиус разворота, $\omega_{\text{сп}}$ — угловая скорость разворота, $H_{\text{сп}}$ — шаг спирали — набор высоты за один виток (за один разворот на 360°).

Установившаяся спираль — спираль, в процессе выполнения которой кинематические характеристики траектории не изменяются. Траектория установившейся спирали — винтовая линия. Если эти характеристики во время выполнения маневра изменяются, то спираль называется неустановившейся. Примером неустановившейся спирали является боевой разворот, который мы рассмотрим позже.

В общем случае схемой сил при выполнении восходящей спирали является схема сил пространственного маневра (рис. 15.1), рассмотренная в начале данной главы. Соответственно и уравнения спирали получим из уравнений системы (15.2), подставив в

нее условия установившейся спирали $V = \text{const}$ и $\Theta = \text{const}$ (т. е. $dV/dt = 0$ и $d\Theta/dt = 0$):

$$\left. \begin{aligned} n_x &= \sin \Theta; \\ n_y &= \frac{\cos \Theta}{\cos \gamma}; \\ \frac{(V \cos \Theta)^2}{R} &= g n_y \sin \gamma. \end{aligned} \right\} \quad (15.18)$$

После несложных преобразований получим формулы для расчета характеристик спирали:

$$1. \text{ Радиус спирали в горизонтальной плоскости} \quad R_{\text{сп}} = \frac{(V \cos \Theta)^2}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \Theta}} = \frac{V^2}{g \tan \gamma} \cos^2 \Theta. \quad (15.19)$$

$$2. \text{ Угловая скорость разворота в горизонтальной плоскости} \quad \omega_{\text{сп}} = \frac{g}{V} \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \Theta} = \frac{g}{V} \tan \gamma. \quad (15.20)$$

$$3. \text{ Время разворота на } 360^\circ \text{ или } 2\pi \text{ рад по курсу} \quad t_{\text{сп}} = \frac{2\pi V}{g \sqrt{n_y^2 - \cos^2 \Theta}} = \frac{2\pi V}{g \tan \gamma}. \quad (15.21)$$

$$4. \text{ Вертикальная скорость на спирали} \quad V_y = V \sin \Theta. \quad (15.22)$$

$$5. \text{ Шаг спирали} \quad H_{\text{сп}} = V \sin \Theta t_{\text{сп}} = V t_{\text{сп}}. \quad (15.23)$$

Эти формулы служат для расчета характеристик восходящей и нисходящей установившейся спирали. Отличие состоит лишь в том, что угол наклона траектории Θ нисходящей спирали отрицательный, так как вертолет снижается, соответственно и продольная перегрузка n_x тоже отрицательна. Угол атаки вертолета на восходящей спирали отрицательный, а на нисходящей — положительный.

По сравнению с правильным выражением мощности двигателей при выполнении установившейся восходящей спирали с тем же углом крена и на той же скорости полета должна быть больше, так как вертолет не только разворачивается, но и набирает высоту. Ввод в восходящую спираль может выполняться из режима горизонтального полета и режима набора высоты. При вводе в спираль из режима горизонтального полета необходимо вначале увеличить мощность двигателей, увеличивая общий шаг НВ. Когда вертолет начнет набирать высоту, координированным движением ручки управления и педалей начать увеличение угла крена в сторону разворота, сохраняя постоянную скорость полета. По достижении заданного угла крена дальнейшее его увеличение прекратит и, продолжая увеличивать мощность двигателей, установить заданную вертикальную скорость набора высоты на

заданной скорости полета. Ввод в спираль с режима набора высоты производится при постоянном общем шаге координированным отклонением ручки управления в сторону разворота и на себя для создания нормальной перегрузки и сохранения скорости полета.

При вводе в спираль из режима набора высоты при постоянном общем шаге увеличить перегрузку можно только путем увеличения угла атаки. При сохранении заданной скорости полета

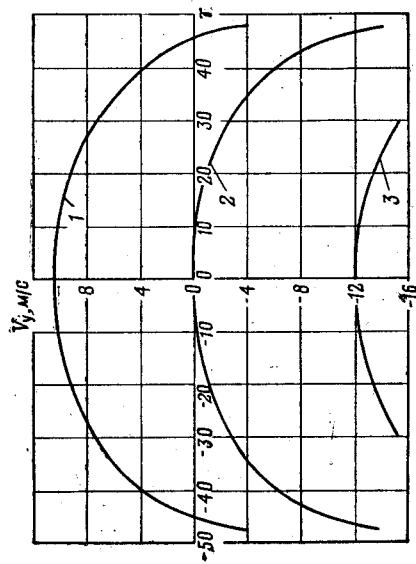


Рис. 15.10. Зависимость V_y от γ на спиралях при постоянных V и $\Phi_{\text{ш}}$:
1 — набор высоты; 2 — горизонтальный полет; 3 — самовращение НВ

это проявляется в уменьшении вертикальной скорости набора высоты по мере увеличения угла крена (рис. 15.10). При некотором значении угла крена вертикальная скорость станет равной нулю и спираль перейдет в вираж.

Ввод в нисходящую спираль может выполняться из режима горизонтального полета и режима снижения. При вводе в нисходящую установившуюся спираль из режима горизонтального полета вначале необходимо координированным отклонением ручки управления в сторону разворота и на себя при постоянном общем шаге несущего винта ввести вертолет в спираль с заданным углом крена, сохраняя заданную скорость полета. Если полученная при этом вертикальная скорость снижения окажется недостаточной, уменьшением мощности двигателей (уменьшением общего шага) довести ее до заданного значения, сохраняя заданный крен и скорость полета соответствующими отклонениями ручки управления и педалей. Ввод в нисходящую спираль и ее выполнение из режима снижения аналогичны вводу в нее и выполнению из режима горизонтального полета.

При выполнении спиралей с постоянным общим шагом необходимая перегрузка создается во всех случаях за счет увеличения

угла атаки. Это приводит к увеличению частоты вращения несущего винта по мере увеличения угла крена на спирали. Автоматика поддержания постоянства частоты вращения несущего винта стремится удерживать ее в заданных пределах путем уменьшения мощности двигателей. Так, при переводе вертолета из набора высоты на взлетной мощности частоты вращения НВ может достигать 2—3%, а уменьшение частоты вращения двигателей 1—2%. Эта особенность наиболее существенно проявляется при выполнении нисходящих спиралей на режиме самовращения при выполнении винта. В этом случае автоматика поддержания частоты вращения практически не работает и раскрутка несущего винта может быть значительной. Поэтому выполнение спиралей на режиме самовращения обычно ограничивают углом не более 30°. Кроме того, на каждом типе вертолета могут быть свои особенности выполнения спиралей, которые приводятся в Инструкции экипажу.

§ 15.5. ГОРКА

Горка — фигура пилотажа в вертикальной плоскости, при выполнении которой вертолет набирает высоту с углом наклона траектории, превышающим угол установившегося набора высоты.

Горка с углом наклона траектории до 30° называется пологой, а с углом более 30° — крутой.

В общем случае горка состоит из трех элементов: ввода, прямолинейного участка и вывода (рис. 15.11). Иногда прямолинейного участка может не быть.

Уравнения движения вертолета при выполнении горки получим из общих уравнений движения (15.2) путем подстановки условий горки $\gamma = 0$; $\frac{dV}{dt} = 0$:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_x - \sin \theta); \\ \frac{V^2}{R} &= g(n_y - \cos \theta). \end{aligned} \right\} \quad (15.24)$$

Из этих уравнений получим расчетные формулы радиуса и угловой скорости на вводе в горку и выводе из нее:

$$R = \frac{V^2}{g(n_y - \cos \theta)}; \quad (15.25)$$

$$\omega = \frac{g}{V}(n_y - \cos \theta). \quad (15.26)$$

Изменение высоты за время ввода в горку и вывода из нее

$$\Delta H_{\text{вв}} = R(1 - \cos \theta). \quad (15.27)$$

Из этих уравнений и формул видно, что возможности вертолета в отношении выполнения горок определяются в основном значениями располагаемой нормальной перегрузки, как положительной, так и отрицательной. Кроме того, нужен также и определенный диапазон скоростей полета, так как скорость полета на горке уменьшается.

Рассмотрим основные элементы горки.

Ввод в горку. Для ввода в горку необходимо создать положительную нормальную перегрузку больше единицы. Ее можно создать двумя путями: увеличением общего шага и увеличением угла атаки вертолета. Для вертолетов обычно применяют ввод в горку увеличением угла атаки (тангажа) путем отклонения ручки управления на себя при постоянном общем шаге, т. е. созданием маневренной перегрузки $n_y = 1 + n_y^* \Delta \alpha$.

Чем больше увеличение угла атаки, тем больше будет перегрузка, и, учитывая скорость ввода, меньше радиус искривления траектории и меньше время достижения заданного угла наклона траектории, которое определяется как (считая $\omega_{ав} \approx \text{const}$) $t_{ав} = \Theta_{зад} / \omega_{ав}$. После достижения на вводе в горку заданного угла наклона траектории Θ нормальную перегрузку необходимо уменьшить отклонением ручки управления от себя для перехода к прямолинейному участку.

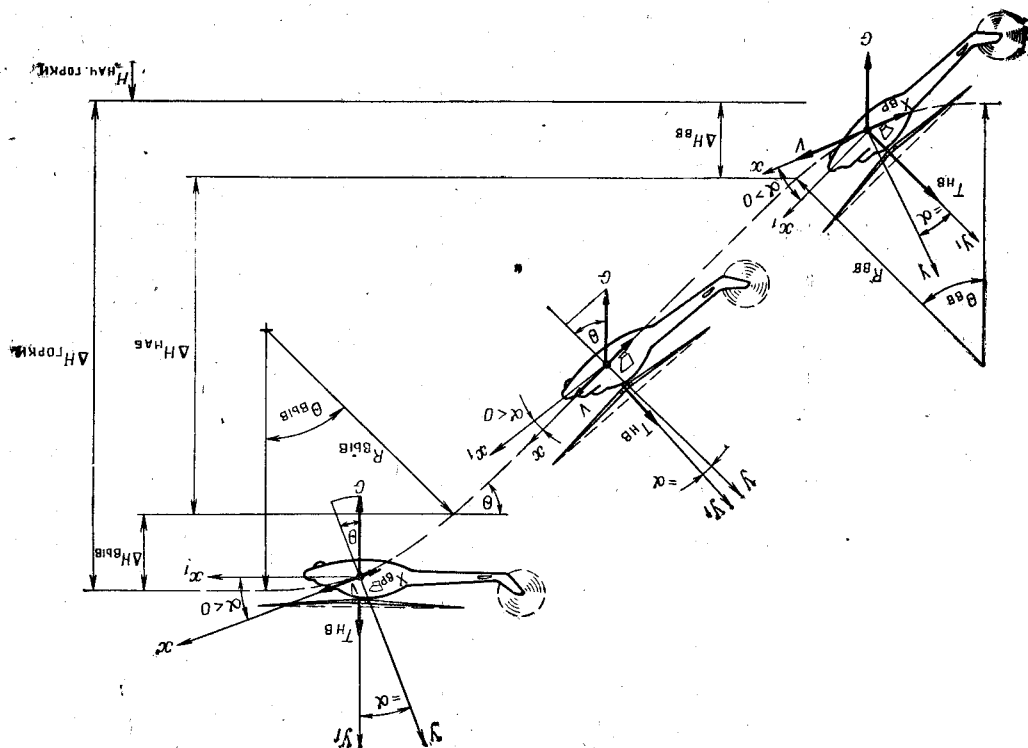
Прямолинейный участок. На этом участке движения под углом Θ к горизонту необходимо поддерживать перегрузку $n_y = \cos \Theta$ постоянной. Здесь происходит уменьшение скорости и увеличение высоты полета. Изменение скорости определяется первым уравнением (15.24).

Поскольку выполнение горки происходит с постоянным общим шагом, а по мере уменьшения скорости полета значение располагаемой нормальной перегрузки увеличивается (рис. 15.2), получить текущее значение $n_y = \cos \Theta$, т. е. меньше единицы, можно только путем уменьшения угла атаки, а это приводит к появлению положительного значения n_x . Поэтому на прямолинейном участке горки значение n_x положительное. По мере уменьшения скорости оно увеличивается. Следствием этого является уменьшение темпа торможения по мере уменьшения скорости. Возможны случаи, когда n_x возрастает настолько, что будет равна $\sin \Theta$, тогда горка перейдет в установившийся набор высоты. Конечно это происходит при малых изменениях угла тангажа при вводе в горку, когда его значение совпадает с балансировочным значением угла тангажа для текущего значения скорости полета. С увеличением угла Θ темп торможения увеличивается, так как $\sin \Theta$ возрастает в большей степени, чем n_x . Поэтому при выполнении крутых горок время торможения в заданном диапазоне скоростей уменьшается.

Изменение высоты полета на прямолинейном участке горки определяется уравнением

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \Theta. \quad (15.28)$$

Рис. 15.11. Схема выполнения фигуры пилотажа «горка»



Решив совместно уравнения (15.24) и (15.28), можно определить изменение скорости и высоты по времени на этом участке.

Вывод из горки. Для искривления траектории горки на вывод из нее необходимо создать нормальную перегрузку меньше значения, равного $\cos \Theta$. Если скорость на выводе еще достаточно велика, уменьшить перегрузку можно путем уменьшения угла атаки (угла тангажа) вертолета, отклонив ручку управления от себя. Если вывод из горки производится на относительно малых скоростях полета, когда эффективность уменьшения перегрузки за счет уменьшения угла атаки мала, необходимо уменьшить общий шаг для уменьшения перегрузки совместно с отклонением ручки управления от себя.

Особенности выполнения горки на вертолете. У летчика вертолета при выполнении горки нет возможности определить угол наклона траектории, так как угол Θ отличается от угла тангажа на угол атаки α , значение которого летчику неизвестно. Поэтому за угол Θ на горке принимают условно значения приращения угла тангажа от его балансировочного значения перед вводом в горку, т. е. $\Theta \approx \Delta\theta = \theta - \theta_{иск}$.

Вместо поддержания угла Θ на условно прямой траектории в участке горки летчик поддерживает постоянным значение достигнутых параметров тангажа. Это облегчает пилотирование и контроль параметров полета при выполнении горки. Вот почему при выполнении горки летчику необходимо знать исходный угол тангажа перед вводом в горку и его изменение в процессе ввода в нее. Расчет параметров горки при таком пилотировании сложен и проводится с применением ЭВМ.

§ 15.6. ПИКИРОВАНИЕ

Пикирование — фигура пилотажа в вертикальной плоскости, при выполнении которой вертолет снижается по наклонной траектории с увеличением скорости полета.

Пикирование с углом наклона траектории к горизонту до 30° называется пологом, а с углами более 30° — крутым. При выполнении пикирования происходит увеличение скорости и уменьшение высоты полета. Пикирование состоит из ввода, снижения по наклонной траектории и вывода (рис. 15.12). В некоторых случаях снижения по наклонной траектории может не быть. Уравнения движения на пикировании и формулы расчета отдельных характеристик такие же, как и для горки (§ 15.5), так как пикирование является как бы зеркальным отображением горки.

Ввод в пикирование. Основным видом ввода вертолета в пикирование является ввод в вертикальной плоскости без крена. Для искривления траектории на пикирование нужно создать нормальную перегрузку меньше единицы. Если скорость полета достаточно велика, уменьшение перегрузки производят за счет уменьшения угла атаки (тангажа) вертолета отклонением ручки управления от себя при постоянном общем шаге. Если скорость полета

очень мала и создание перегрузки углом атаки не эффективно, уменьшение перегрузки надо производить путем уменьшения общего шага с последующим отклонением ручки управления от себя. У отечественных вертолетов скорость ввода в пикирование ограничена не менее ≈ 100 км/ч, а весь маневр от ввода в пикирование до вывода из него выполняют при постоянном общем шаге несущего винта. Если задан угол пикирования Θ , то перегрузка на вводе должна быть меньше $\cos \Theta$. Если перегрузка на вводе будет больше $\cos \Theta$, то вертолет в процессе ввода не выйдет на заданный угол пикирования, а достигнет угла наклона траектории $\Theta = \arcsin n_y$. Для уменьшения потери высоты на вводе в пикирование перегрузка при его выполнении должна быть минимальной и выдерживаться в течение всего времени ввода. При достижении заданного угла пикирования перегрузку нужно увеличить до значения $n_y = \cos \Theta$.

Снижение по наклонной траектории. На этом участке происходит изменение скорости и высоты полета. Темп разгона вертолета на пикировании определяется значением $(n_x - \sin \Theta)$. При выдерживании постоянного угла пикирования Θ с постоянным общим шагом перегрузка n_x в большинстве случаев на скоростях более 150 км/ч отрицательна и значение n_x по мере роста скорости увеличивается. Это приводит к уменьшению темпа разгона. При малых углах пикирования отрицательное значение n_x может стать равным $\sin \Theta$, тогда пикирование перейдет в режим установившегося снижения или моторное планирование. Конкретно это происходит при малых изменениях угла тангажа на вводе в пикирование, когда его значение совпадает с балансировочным для текущего значения скорости. Отсюда важный вывод: если угол тангажа на пикировании не превышает (по абсолютной величине) значения балансировочного угла тангажа для установившегося снижения на максимальной скорости полета, то значение максимальной скорости на пикировании не будет превышено.

С уменьшением угла пикирования темп разгона увеличивается, так как значение $\sin \Theta$ возрастает в большей степени, чем значение n_x с обратным знаком. Соответственно и время разгона в заданном диапазоне скоростей сокращается. Для расчета изменения скорости и высоты полета на этом участке необходимо составить местное решение уравнений (15.24) и (15.28), как и для горки.

Вывод из пикирования. Вывод из пикирования на вертолетах выполняют при постоянном общем шаге. Необходимая для вывода перегрузка создается увеличением угла атаки вертолета, для чего следует отклонить ручку управления на себя, так как эффективность создания перегрузки углом атаки на больших скоростях достаточно велика и можно создать перегрузку вплоть до предельной.

Уравнения и формулы расчета характеристик вывода из пикирования те же, что для ввода в горку, тот же и характер пилотирования. Вывод из пикирования — наиболее ответственный этап при выполнении маневра на малых высотах полета. В этом слу-

Особенности выполнения пикирования на вертолете практически те же, что и для выполнения горки. Вместо угла Θ летчик контролирует на вводе в пикирование приращение угла тангажа от балансировочного значения на исходном режиме горизонтального полета, т. е. $\Theta_I = \Delta\theta = \vartheta_I - \vartheta_{\text{исх}}$. На условно прямоугольном участке летчик поддерживает постоянным значение тангажа после ввода в пикирование и контролирует текущие значения скорости и высоты полета. При достижении значений параметров начала вывода летчик энергично увеличивает угол тангажа до достижения предельно допустимого значения нормальной перегрузки, после чего устанавливает такую угловую скорость тангажа, при которой значение нормальной перегрузки сохраняется постоянным до прекращения снижения вертолета. В соответствии с формулой (15.26) приближенное значение угловой скорости тангажа на выводе из пикирования в этом случае будет равно $\omega_{\text{выв}} \approx \frac{g}{V} (n_y - 1)$. Вывод из пикирования считается законченным, когда вертолет перейдет в горизонтальный полет.

§ 15.7. ФИГУРЫ СЛОЖНОГО ПИЛОТАЖА ВЕРТОЛЕТА

15.7.1. Боевой разворот

Боевой разворот — фигура пилотажа, при выполнении которой вертолет энергично набирает высоту с одновременным разворотом на 180°. По пространственной траектории боевой разворот представляет собой неустановившуюся спираль с переменными по времени скоростью, высотой полета, углами крена и тангажа. Уравнения движения вертолета на боевом развороте являются общими уравнениями пространственного восходящего маневра (15.2), вывод которых с разбором схемы сил изложен в § 15.1. Боевые развороты на вертолете включают элементы горки, спирали, форсированного разворота с постоянным общим шагом. Исходя из этого, боевые развороты выполняются с больших скоростей горизонтального полета, чтобы имелся достаточный запас скорости для торможения в наборе.

Основными обобщающими характеристиками боевого разворота являются время и набор высоты при развороте на 180° . Чтобы рассчитать характеристики боевого разворота, необходимо совместное решение системы уравнений (15.2) и системы уравнений в земной системе координат:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dY_g}{dt} &= V \sin \Theta; \\ \frac{dX_g}{dt} &= V \cos \Psi \cos \Theta; \\ \frac{dZ_g}{dt} &= -V \sin \Psi \cos \Theta. \end{aligned} \right\} \quad (15.30)$$

403

чае он должен выполняться так, чтобы потеря высоты на выводе из пикирования $\Delta H_{\text{выв}}$ была минимальной. Для этого, как следует из формул (15.25) и (15.27), необходимо увеличить нормальную перегрузку до предельно возможного значения и поддерживать ее в течение всего времени вывода. Для приближенных расчетов по этим формулам можно принять значение скорости на выводе и среднее значение $(n_y - \cos \Theta)$ постоянными. Формула для расчета $\Delta H_{\text{выв}}$ по R неудобна, так как угол Θ для вертолетов малы и $\cos \Theta$ близок к единице. Поэтому на практике лучше пользоваться следующей приближенной формулой:

$$\Delta H_{\text{выб}} \approx \frac{V_{\text{нач}}^2}{2g(n_v - 1)} + V_{\text{нач}} \frac{t_{ny}}{2}, \quad (15.29)$$

где $g(n_y, \frac{dV_y}{dt} - 1) \approx \frac{dV_y}{dt}$, т. е. ускорению вдоль вертикальной оси в земной системе координат¹, t_{ny} — время выхода на заданное значение n_y — нормальной перегрузки, которую летчик ощущает и контролирует по визуальному указателю. Потеря высоты на выходе из пикирования обратно пропорциональна приращению перегрузки $(n_y - 1) \approx \Delta n_y$ и прямо пропорциональна $V_{унач}^2$ — квадрату вертикальной скорости снижения перед началом вывода из пикирования.

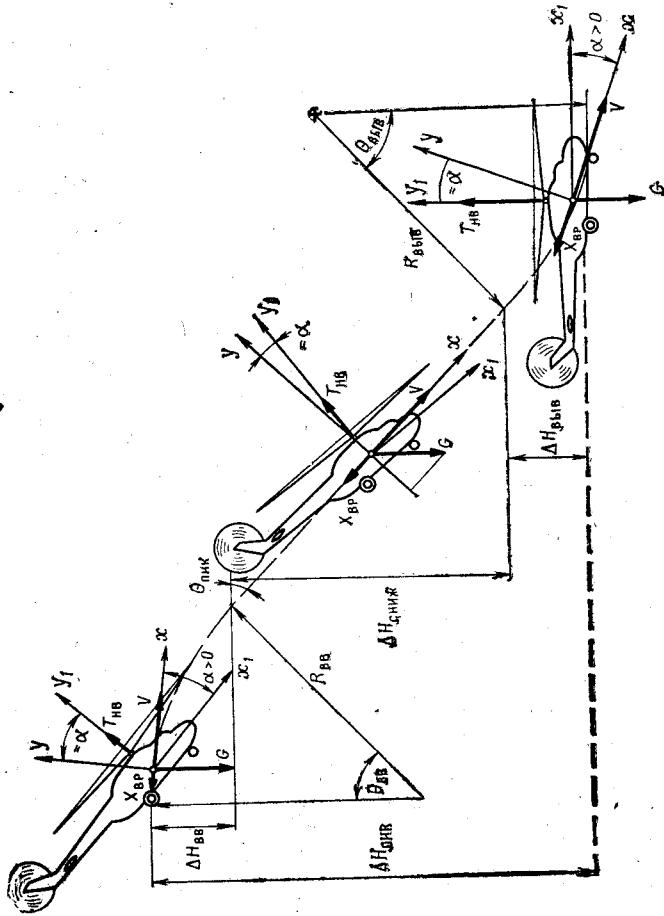


Рис. 15.12. Схема выполнения фигуры пилотажа «пикирование»

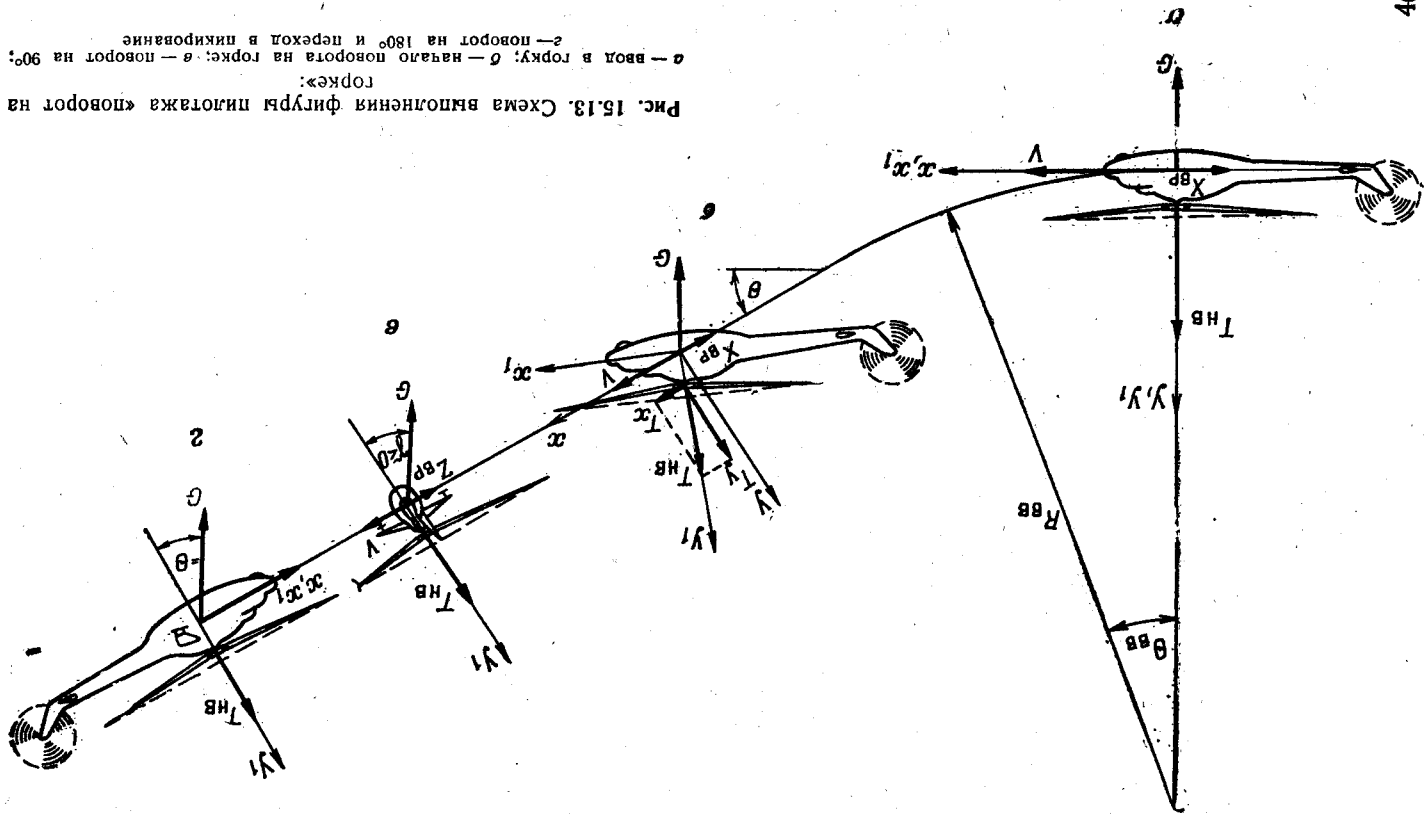
Для решения этих систем уравнений необходимо задаваться законами изменения по времени или по скорости значений n_y, γ и использовать при этом также зависимости $n_x = f(n_y)$. Эта задача сложная, имеет множество вариантов и решается с помощью ЭВМ.

Особенности выполнения боевых разворотов. Боевые развороты выполняются на вертолете при постоянном значении общего шага. Ввод в боевой разворот начинается увеличением угла тангажа, созданием перегрузки и вводом вертолета в горку отклонением ручки управления на себя. При достижении заданного угла кабрирования дальнейшее его увеличение прекращается и вертолет вводится в разворот с заданными углами крена. Разворот происходит по траектории неустановившейся спирали с набором высоты и уменьшением скорости полета. Если скорость на развороте достигает минимального значения для маневра, а вертолет еще не развернулся на 180° , дальнейший разворот выполняется с постоянным значением скорости по типу установившейся восходящей спирали. Такое пилотирование обеспечивает энергичный набор высоты с разворотом. Рекомендуемые сочетания углов тангажа и крена при выполнении боевых разворотов для каждого типа вертолета указываются в Инструкции экипажу.

15.7.2. Поворот на горке

Поворот на горке — фигура пилотажа, состоящая из горки, поворота на 180° в наклонной плоскости и пикирования в обратном направлении с выходом на исходную скорость полета (рис. 15.13). Выполнение первой половины фигуры (горки) сопровождается энергичным набором высоты и уменьшением скорости полета. Поэтому поворот на горке как фигуру пилотажа начинают выполнять, как правило, с больших скоростей полета. Выполнение горки было описано ранее. Конечная скорость полета на горке — скорость начала выполнения поворота на 180° в наклонной плоскости. Поворот на 180° в наклонной плоскости выполняется неkoordinированно, в основном большим отклонением педалей путевого управления в сторону поворота. Во избежание больших нагрузок от скольжения его выполняют на скоростях, близких к минимальной. В процессе выполнения поворота вертолет продолжает движение по восходящей наклонной траектории и поворачивается относительно вертикальной оси связанной системы координат. При таком развороте на 90° угол тангажа должен быть равным примерно нулю, а угол крена принимает значение угла тангажа. При дальнейшем продолжении поворота в наклонной плоскости угол крена уменьшается до нуля, а угол тангажа принимает отрицательные значения и при повороте на 180° становится по абсолютной величине примерно равным углу тангажа на горке. После этого вертолет выполняет пикирование в обратном направлении. Выполнение пикирования описано ранее. В конце вывода из пикирования скорость должна быть не более исходной перед началом выполнения фигуры.

Рис. 15.13. Схема выполнения фигуры пилотажа «поворот на горке»:
а — ввод в горку; б — начало поворота на горке; в — поворот на 90° ; г — поворот на 180° и переход в пикирование



У некоторых типов вертолетов скорость полета на маневре ограничена значением, намного большим, чем минимальная скорость горизонтального полета, и поворот в наклонной плоскости на 180° выполнять на этой скорости не разрешается из-за больших нагрузок от скольжения. В этих случаях выполняют не «чистый» поворот в наклонной плоскости, а разворот на 180° в виде сильно некоррелированной восходящей неустановившейся spirals, т. е. созданием углов крена и отклонением педали в сторону разворота. При таком пилотировании вертолет во второй половине разворота имеет тенденцию к увеличению угла тангажа на пикирование, которую летчик должен парировать соответствующим упреждающим отклонением управления. Эта тенденция в основном кинематического характера. Изменение угла тангажа имеет вид:

$$\frac{d\theta}{dt} = \omega_z \cos \gamma + \omega_y \sin \gamma. \quad (15.31)$$

На установившемся развороте ω_z стремится увеличить θ , а ω_y — уменьшить. Но соотношение их действия в этом случае уравновешено и угол тангажа не изменяется, т. е. $\frac{d\theta}{dt} = 0$. Если при этом большим отклонением педали в сторону разворота создать ω_y большую, чем необходимо для установившегося разворота, то угол тангажа будет уменьшаться на пикирование, и тем интенсивнее, чем больше значение произведения $\omega_y \sin \gamma$. Кроме того, при таком выполнении разворота на 180° имеет место также четко выраженная тенденция вертолета аэродинамического характера: стремление к увеличению угла крена на левом повороте. Это обусловлено тем, что поворот (разворот) сопровождается большим внешним скольжением и уменьшением скорости в диапазоне относительно малых скоростей полета. Поперечные аэродинамические моменты от внешнего скольжения и от уменьшения скорости на левом повороте направлены на увеличение крена влево, и их действие в этом случае суммируется, что и приводит к выражению в тенденции к увеличению угла крена. При выполнении правого поворота (разворота) действие этих факторов противоположно и заметно выраженной тенденции к изменению угла крена не наблюдается.

Расчет характеристик фигуры «поворот на горке» сложен и выполняется на ЭВМ с учетом влияния всех основных факторов полета. Мы рассмотрим только вопрос о соотношении изменения высот между первой частью фигуры (набором высоты) и второй частью (пикированием). Для этого применим энергетический метод. Фигура выполняется в диапазоне скоростей V_1 и V_2 , а угол набора на горке и угол пикирования равны по численному значению, т. е. $|\Theta_{\text{наб}}| = |\Theta_{\text{пик}}|$.

Уравнение изменения механической энергии вертолета на горке имеет вид (при $n_{\text{нв}} = \text{const}$):

$$H_2 - H_1 = \frac{V_1^2 - V_2^2}{2g} + \int_1^2 V n_x dt. \quad (15.32)$$

Так как на горке значение n_x положительно на большей части траектории, то положительно и значение интеграла. Это значит, что набор высоты на горке будет больше значения, определяемого изменением кинетической энергии вертолета.

Уравнение изменения механической энергии на пикировании после горки имеет вид:

$$H_3 - H_2 = \frac{V_2^2 - V_1^2}{2g} + \int_2^3 V n_x dt. \quad (15.33)$$

При вводе в пикирование после горки перегрузка n_y при $n_x = 0$ больше единицы, так как значение общего шага больше, чем необходимо для горизонтального полета на скоростях начала ввода в пикирование. Поэтому для получения $n_y = \cos \Theta$, т. е. меньше единицы, необходимо наклонить вертолет вперед, т. е. уменьшить угол атаки. При этом перегрузка n_y уменьшится до значения $\cos \Theta$ и появится положительная перегрузка n_x . Таким образом, и в этом случае значение интеграла продольной перегрузки также будет положительным. Это означает, что перед высотой при выполнении пикирования в том же диапазоне скоростей, что и на горке, будет меньше значения, определяемого изменением кинетической энергии, т. е. вертолет не достигнет исходной высоты начала выполнения фигуры при достижении на пикировании начальной скорости V_1 . Превышение высоты окончания маневра над высотой его начала получим, если сложим почленно уравнения (15.32) и (15.33):

$$\Delta H = H_3 - H_1 = \int_1^2 V n_x dt + \int_2^3 V n_x dt. \quad (15.34)$$

Оба интеграла положительны, и их значения суммируются. Таким образом, можно сделать следующий вывод: при выполнении комбинированного маневра в вертикальной плоскости с постоянным общим шагом, состоящего из горки и последующего пикирования, вертолет возвращается к исходной скорости начала маневра на высоте, которая больше, чем высота полета перед началом выполнения маневра. Поэтому такие виды комбинированных маневров, как «горка — пикирование», в том числе и фигуру пилотажа «поворот на горке» можно выполнять с предельно малых высот полета над землей. Выполнение фигур пилотажа «поворот на горке» на вертолете Ми-24 подтверждает этот теоретический вывод.

Земным резонансом называют самовозбуждающиеся колебания вертолета на земле с нарастающей амплитудой. Возможность появления земного резонанса является следствием вве-

ВИБРАЦИИ ВЕРТОЛЕТА

§ 16.1. ИСТОЧНИКИ И ВИДЫ ВИБРАЦИИ ВЕРТОЛЕТА И ЕГО ЧАСТЕЙ

Под воздействием возмущающих сил в полете части конструкции вертолета (лопасти винтов, фюзеляж, тяги, трубопроводы и т. д.) совершают колебательные и импульсные движения, которые называют вибрациями. Силами, возбуждающими колебания, могут быть аэродинамические, массовые (инерционные) и внутренние силы упругости конструкции, изменяющиеся циклически либо по величине, либо по величине и направлению. Так, при поступательном полете вертолета лопасти несущего винта, находящиеся под действием изменяющихся во времени аэродинамических сил, совершают колебания в плоскости взмаха и в плоскости вращения. Соответственно на втулку винта действуют приходящие от лопастей переменные силы. Со стороны лопастей рулевого винта на вертолет также действуют переменные во времени силы. Переменные силы, действующие на вертолет от винтов, есть главный источник вибраций фюзеляжа. Источниками вибраций могут быть сам фюзеляж и другие части вертолета, находящиеся в потоке, а также силовая установка вертолета.

По своей природе колебания делятся на собственные и вынужденные. Собственные колебания механическая система (элемент конструкции) совершает после прекращения возмущающего воздействия внешних сил, вызвавшего нарушение равновесия. Вынужденными называют колебания, происходящие под влиянием периодически действующих внешних сил.

Существуют и самовозбуждающиеся колебания (автоколебания). Так называют незатухающие колебания, поддерживаемые за счет источников энергии, не обладающих колебательными свойствами. При автоколебаниях переменная сила, поддерживающая движение, управляется самим движением и при прекращении движения исчезает.

Из теории колебаний известно, что частота собственных колебаний зависит от внутренних упругих, демпфирующих и массовых сил системы. При этом система имеет столько собственных частот, сколько у нее имеется степеней свободы. При совпадении частот вынужденных колебаний с одной из собственных частот системы возникает резонанс. Возрастающие при резонансе нагрузки могут привести к быстрому разрушению конструкции вертолета.

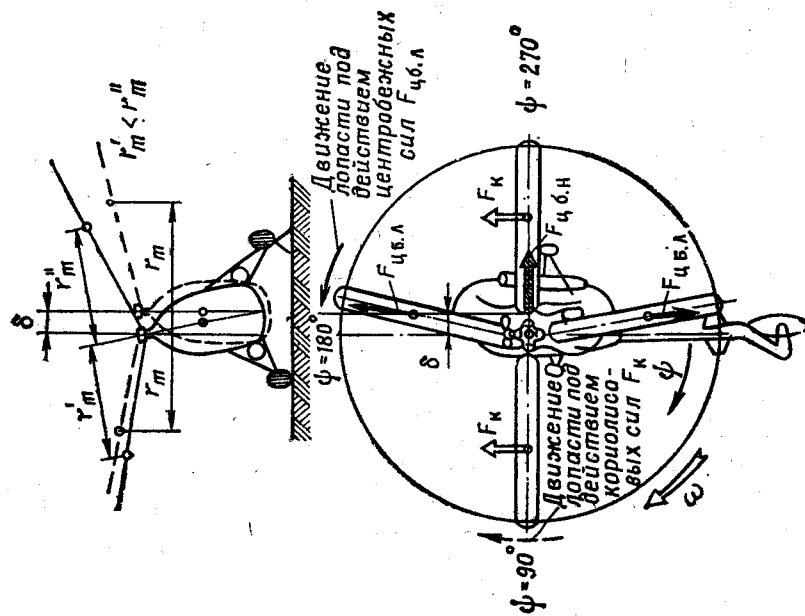


Рис. 16.1. Возникновение неуравновешенной силы H_B — $F_{цб.н}$ и колебаний лопастей в ВШ при резком смещении оси вала H_B

дения в конструкцию втулки несущего винта вертикальных шарниров, дающих возможность лопасти качаться в плоскости вращения.

Физическая сущность земного резонанса заключается в следующем. При воздействии начального возмущения (порыв ветра, наезд основного колеса на кочку, грубая посадка и т. п.) лопасти по-разному поворачиваются в ВШ, центр масс H_B смещается с оси вала и возникает неуравновешенная центробежная сила несущего винта $F_{цб.н}$ (рис. 16.1).

Одновременно возникают собственные колебания лопастей НВ относительно ВШ под действием кориолисовых сил инерции F_k и центробежных сил лопастей $F_{цб.л.}$.

Круговая частота центробежной силы, которая раскачивает фюзеляж вертолета, и ее величина зависят от частоты вращения несущего винта. Колебания вертолета становятся самовозбуждающимися, если частота колебаний оси несущего винта из-за действия центробежной силы $F_{цб.л.}$ становится равной собственной частоте колебаний вертолета на упругом шасси. При колебаниях корпуса вертолета увеличиваются силы, раскачивающие лопасти в плоскости вращения, в результате чего величина центробежной силы $F_{цб.л.}$ возрастает. Такая двусторонняя связь между колебаниями вертолета и лопастей приводит к быстрому нарастанию амплитуды раскачивания вертолета. Это явление и носит название земного резонанса. Время развития земного резонанса составляет всего несколько секунд. Непринятие летчиком мер или неправильные действия могут привести к разрушению несущего винта и вертолета в целом.

Для борьбы с земным резонансом применяют средства поглощения и рассеивания энергии колебаний — демпферы. Специальные демпферы устанавливают на вертикальных шарнирах несущего винта, а в системе «фюзеляж на шасси» роль демпферов выполняют амортизаторы. При этом важен правильный выбор характеристик гидравлического сопротивления амортизаторов на прямом и обратном ходе, а также характеристик жесткости амортизаторов и пневматиков. В некоторых случаях в амортизацию вводят дополнительные демпфирующие элементы.

Следует помнить, что в момент отрыва вертолета от земли или при приземлении, когда тяга винта велика, амортизаторы шасси включаются из работы. Усилие, действующее при этом на амортизатор, может оказаться меньше усилия его предвартельной затяжки, и вертолет движется на упругих пневматиках практически без демпфирования. Поэтому в случае возникновения колебаний при взлете и посадке следует немедленно уменьшить тягу винта, чтобы загрузить амортизаторы. На пробеге из-за качения пневматика шасси его боковая жесткость снижается, что приводит к уменьшению частот собственных колебаний вертолета. При этом опасность земного резонанса возрастает, так как уменьшается запас по частоте вращения винта. Поэтому может оказаться, что при определенной скорости пробега возникнет земной резонанс.

В процессе эксплуатации вертолета необходимо особое внимание обращать на соблюдение правил технического обслуживания демпферов ВШ и амортизации шасси. Если один из этих узлов откажет, будет неправильно заряжен и отрегулирован, возможен земной резонанс. При возникновении интенсивных колебаний вертолета летчику необходимо действовать в строгом соответствии с инструкцией по эксплуатации, быстро и уверенно.

§ 16.3. ФЛАТТЕР ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Флаттером называют самовозбуждающиеся колебания лопастей НВ, происходящие за счет энергии воздушного потока и приводящие к быстрому нарастанию амплитуды махового движения. Наиболее характерным видом флаттера лопастей НВ является сочетание расходящихся маховых колебаний с изгибно-крутильными деформациями лопасти.

Основной причиной появления флаттера является расположение линии центров тяжести элементов лопасти позади линий их центров жесткости и фокусов, а также оси поворота лопасти в ОШ.

Возникновение флаттера связано с наличием деформаций проводки управления и изгибно-крутильных колебаний лопастей при их маховом движении. При расположении центров тяжести элементов лопастей позади центров жесткости инерционные силы, возникающие при изгибно-маховых колебаниях, вызывают неблагоприятное закручивание сечений. На рис. 16.2, а показано последовательное положение сечения лопасти при изгибно-крутильном флаттере. Под действием силы упругости $P_{упр}$ лопасть стремится к положению равновесия. Силы инерции $P_{ин}$ пропорциональны ускорению лопасти и максимальны в крайних отклоненных положениях лопастей. Создавая момент относительно оси жесткости лопасти, силы инерции при колебаниях закручивают лопасть на величину $\Delta\varphi \approx \Delta\alpha$ так, что абсолютное значение углов атаки при движении лопастей к положению равновесия возрастает. Это, в свою очередь, вызывает появление прироста подъемной силы элементов лопастей $\Delta Y_{возб}$, который направлен по движению лопастей и способствует увеличению амплитуды колебаний, т. е. является возбуждающей силой. Амплитуда колебаний резко возрастает, если частота этой возбуждающей силы

$$\Delta Y_{возб} \approx C_y^a \Delta \varphi S_y \frac{\rho (\omega r + V_x \sin \psi)^2}{2} \quad (16.1)$$

близка к частоте собственных колебаний лопастей.

Развитию колебаний препятствуют демпфирующие (гасящие колебания) силы внутреннего трения в материале лопастей и трения в ГШ и ОШ, а также силы аэродинамического демпфирования ΔY_d , которые возникают при изменении угла взмаха.

За счет скорости V_m углы атаки элементов и тяга лопастей изменяются так, что это эквивалентно появлению демпфирующей силы

$$\Delta Y_d \approx C_y^a \Delta \alpha S_y \frac{\rho (\omega r + V_x \sin \psi)^2}{2} \approx C_y^a S_y V_m \frac{\rho (\omega r + V_x \sin \psi)}{2} \quad (16.2)$$

(рис. 16.2, б). Сила ΔY_d стремится уменьшить амплитуду колебаний.

Характер протекания колебаний зависит от соотношения работы возбуждающих сил и сил сопротивления за период колебания. Работа возбуждающих сил $A_{\text{возб}}$ зависит как от величины силы $\Delta Y_{\text{возб}}$, так и от ее направления. Если она за период колебания или большей его части направлена по скорости движения, то эта сила поддерживает колебания. Работа $A_{\text{возб}}$, как и сила

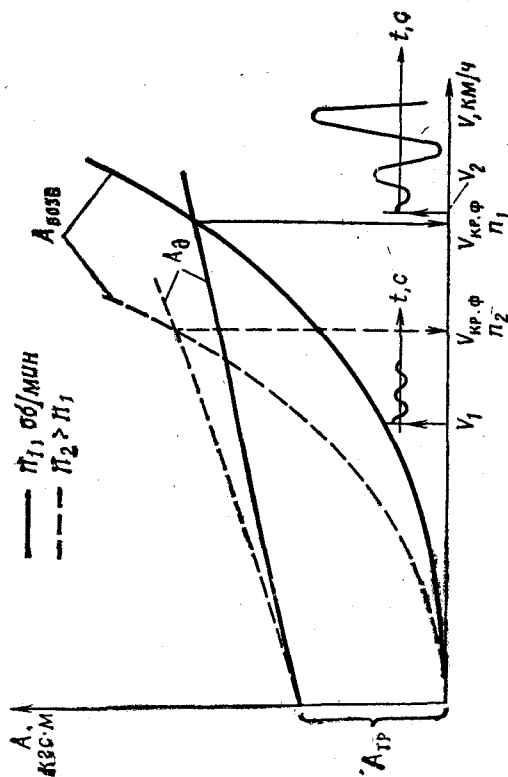


Рис. 16.3. Характер изменения по скорости полета работ сил, возбуждающих и демпфирующих колебания лопастей

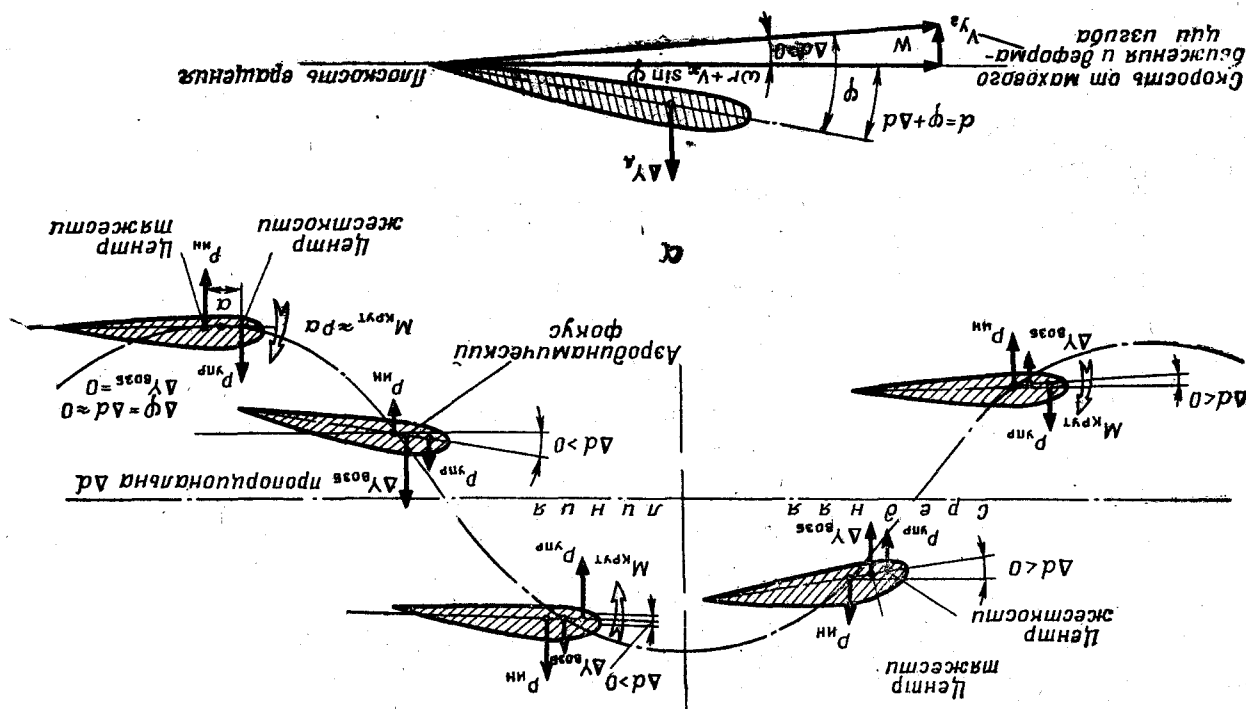
$\Delta Y_{\text{возб}}$, пропорциональна квадрату скорости полета. Работа сил демпфирования складывается из работы сил внутреннего и конструктивного трения $A_{\text{тр}}$ и работы демпфирующих сил $A_{\text{д}}$. Работа $A_{\text{д}}$, как и сила $\Delta Y_{\text{д}}$, пропорциональна первой степени скорости полета. Качественные зависимости работы $A_{\text{возб}}$ и $A_{\text{д}}$ от скорости изображены на рис. 16.3. Точка пересечения кривых определяет критическую скорость флаттера $V_{\text{кр.ф}}$.

Если скорость полета $V < V_{\text{кр.ф}}$, колебания затухают (так как $A_{\text{д}} > A_{\text{возб}}$), если $V > V_{\text{кр.ф}}$, колебания происходят с нарастающей амплитудой (так как $A_{\text{возб}} > A_{\text{д}}$). Критическая скорость флаттера для вертолета зависит от частоты вращения несущего винта.

Если линию центров тяжести сместить вперед от линии центров жесткости, момент инерционных сил, возникающий при колебаниях лопасти, будет препятствовать нарастанию амплитуды колебаний. Уже при совмещении линии центров тяжести с линиями центров жесткости или фокусов сечений лопасти флаттер невозможен.

Изгибно-крутильный флаттер развивается очень быстро и в течение нескольких секунд приводит к разрушению лопастей несущего винта. При достижении критической скорости во флаттер

Рис. 16.2. Физическая сущность возникновения флаттера лопастей НВ: а — образование возбуждающей силы $\Delta Y_{\text{возб}}$ при изгибно-крутильных колебаниях лопастей; б — образование демпфирующей аэродинамической силы $\Delta Y_{\text{д}}$ за счет маховых и изгибных колебаний лопастей



(обычно периодически) входят поочередно все лопасти, проходящие через азимут 90° , где скоростной напор наибольший. Поэтому летчик воспринимает флаттер как встряхивание вертолета, которое может сопровождаться рывками ручки управления. Происходит размыв конуса НВ. При возникновении флаттера необходимо прежде всего уменьшить число оборотов несущего винта, а затем скорость полета.

Глава 17

ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

§ 17.1. ПОНЯТИЯ «ДАЛЬНОСТЬ» И «ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА» И ПРИНЦИПЫ ИХ РАСЧЕТА

Дальностью полета L называется расстояние, которое может пролететь (пролетел) вертолет по маршруту полета от места вылета до места посадки.

Продолжительностью полета $t_{\text{пол}}$ называется время пребывания вертолета в полете (т. е. время, прошедшее с момента взлета до посадки).

Дальность и продолжительность полета зависят от количества (запаса) топлива на борту вертолета при взлете и экономичности его расходования. Запас топлива на вертолете может зависеть от массы перевозимого груза. Экономичность расходования зависит от свойств СУ, полетной массы вертолета и режима полета. Следовательно, в зависимости от поставленной задачи и условий ее выполнения могут быть разными как запас топлива, так и его расход и, естественно, возможные дальность и продолжительность полета. Кроме того, могут быть отклонения от заданного маршрута или режима полета, вызванные неточностями вертолестовождения экипажем, а также различными внешними причинами, предвидеть которые не всегда удается (изменения метеорологических условий, действия противника и т. д.). Поэтому при определении возможностей по дальности и продолжительности полета необходимо учитывать как различные эксплуатационные факторы, так и случайные причины, которые могут повлиять на дальность и продолжительность полета.

Каждый полет вертолета состоит из нескольких этапов. Определив дальность и продолжительность каждого этапа, можно определить суммарную дальность и продолжительность полета. Простейший схематизированный профиль полета вертолета (рис. 17.1) состоит из трех этапов: набора высоты, горизонтального полета и снижения. Таким образом, дальность полета L можно определить как сумму трех величин — расстояний (дальностей), достигнутых при наборе $L_{\text{наб}}$, в горизонтальном полете $L_{\text{г.п}}$ и при снижении $L_{\text{сн}}$:

$$L = L_{\text{наб}} + L_{\text{г.п}} + L_{\text{сн}}. \quad (17.1)$$

Аналогично дальности продолжительность полета $t_{\text{пол}}$ можно определить, сложив время набора высоты $t_{\text{наб}}$, горизонтального полета $t_{\text{г.п}}$ и снижения $t_{\text{сн}}$:

$$t_{\text{пол}} = t_{\text{наб}} + t_{\text{г.п}} + t_{\text{сн}}. \quad (17.2)$$

У вертолетов пути набора высоты и снижения обычно составляют очень небольшую долю общей дальности полета. Поэтому нет необходимости останавливаться на методах их расчета. Наи-

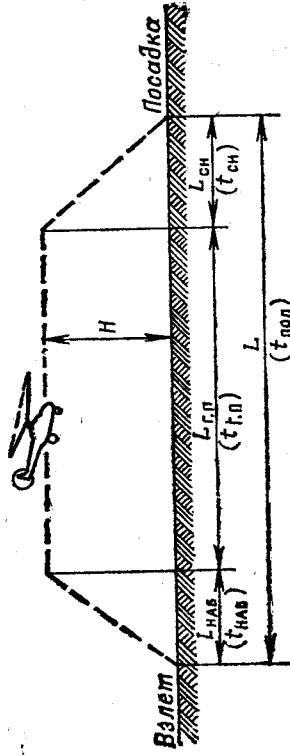


Рис. 17.1. Простейший профиль полета вертолета

выгоднейшие режимы набора высоты и снижения определяются, как показано в гл. 9, и указываются в Инструкции экипажу конкретно для каждого типа вертолета. Там же на графиках и в таблицах приводятся значения $L_{\text{наб}}$, $L_{\text{сн}}$, а также $t_{\text{наб}}$, $t_{\text{сн}}$ и соответствующие затраты топлива в зависимости от набираемой (теряемой) высоты полета.

Остается, таким образом, найти величины дальности и продолжительности горизонтального полета и проанализировать основные закономерности, их определяющие. Проще всего эти величины определяются при выполнении горизонтального полета с постоянной скоростью в безветрии.

При полете вертолета на дальность можно считать, что режим работы двигательной установки не изменяется и, следовательно, характеристики расхода топлива на данном участке неизменны. Каждый тип двигателя имеет свои характеристики экономичности расхода топлива (гл. 5). Расход топлива силовой установкой за час полета называется часовым расходом $Q_ч$ (кг/ч). При этом двигатели развивают эффективную мощность N_e . Отношение часового расхода топлива к эффективной мощности называется удельным расходом топлива C_e :

$$C_e = \frac{Q_ч}{N_e}. \quad (17.3)$$

C_e — расход топлива на выработку 1 л. с. мощности двигателя в час.

При полете вертолета со скоростью V силовая установка за час расходует $Q_ч$ кг топлива, а вертолет (в штиль) пролетает за

это время V км пути. Следовательно, поделив $Q_ч$ на V , можно найти, сколько топлива тратится на каждый километр пройденного пути:

$$q_{\text{км}} = \frac{Q_ч}{V}. \quad (17.4)$$

Величина $q_{\text{км}}$ называется километровым расходом топлива.

Зная располагаемый запас топлива для горизонтального полета $W_{\text{г.п}}$ и величины километрового и часового расходов, легко определить дальность и продолжительность этого участка полета:

$$L_{\text{г.п}} = \frac{W_{\text{г.п.}}}{q_{\text{км}}}, \quad (17.5)$$

$$t_{\text{г.п}} = \frac{W_{\text{г.п.}}}{Q_ч} \quad \text{или} \quad t_{\text{г.п}} = \frac{L_{\text{г.п.}}}{V}. \quad (17.6)$$

По формулам (17.1) и (17.2) находятся общие возможные дальность и продолжительность полета.

Различают понятия «техническая дальность», «практическая дальность», «тактическая дальность». Наиболее важным является понятие «практическая дальность», рассматриваемое в настоящей главе.

Практической для заданного режима и профиля полета называется дальность полета вертолета при данной заправке топлива, рассчитанная без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков топлива. Аналогично понятию «практическая дальность» применяется понятие «практическая продолжительность полета».

Часто бывает важно знать, на каком максимальном расстоянии от аэродрома вылета вертолет может выполнить какое-либо задание и вернуться на свой аэродром. При этом используется понятие «радиус действия».

Тактическим радиусом действия называется максимальное расстояние, которое может пролететь вертолет (группа) с заданным режимом или профилем полета от аэродрома вылета до объекта действий с выполнением поставленной задачи и возвращением на свой аэродром при данной заправке топлива без расходования минимального гарантийного и невырабатываемого остатков топлива.

В реальных условиях при выполнении различных задач количество этапов полета может быть больше трех, а сами этапы по виду траектории и характеру пилотирования могут быть более сложными. При этом описанные выше принципы расчета дальности и продолжительности полета остаются справедливыми, но количество участков, на которые разбивается полет, увеличивается. Участки выбираются исходя из условия, чтобы в пределах каждого из них величины километрового и часового расходов топлива можно было считать неизменными.

§ 17.2. РАСПОЛАГАЕМЫЙ ЗАПАС ТОПЛИВА

Располагаемым (полным) запасом $W_{\text{полн}}$ называется максимальное количество топлива, которое может быть в распоряжении экипажа на вертолете для выполнения задания (максимально возможная заправка).

Величина $W_{\text{полн}}$ не может превышать полной заправки вертолета топливом в данном варианте (с подвесными баками или без них):

$$W_{\text{полн}} \leq E_{\text{полн} \rho_t}, \quad (17.7)$$

где $E_{\text{полн}}$ — емкость топливной системы, л, т. е. емкость основных баков, а также подвесных, если полет выполняется с подвесными баками; ρ_t — массовая плотность топлива, кг/л.

Выражение (17.7) является первым условием, которое необходимо соблюдать при определении располагаемого запаса топлива.

Однако не всегда можно управлять топливную систему полностью. На вертолетах заправка топлива во многих случаях зависит от нагрузки. Ведь взлетная масса вертолета $m_{\text{взл}}$ не должна превышать предельную по условиям взлета и посадки $m_{\text{пред}}$ или максимально допустимую в эксплуатации m_{max} :

$$m_{\text{взл}} \leq m_{\text{пред}} (\text{max}). \quad (17.8)$$

Поэтому на долю топлива остается разность между предельной (максимальной) массой вертолета и массой всего остального, что необходимо перевозить в полете. Заправка, т. е. располагаемый запас топлива, не может быть больше этой разности. Это второе условие для определения $W_{\text{полн}}$:

$$W_{\text{полн}} \leq m_{\text{пред}} (\text{max}) - m_{\text{неизм}} - m_{\text{пер}}, \quad (17.9)$$

где $m_{\text{неизм}}$ — неизменная масса вертолета, которая включает в себя массу экипажа $m_{\text{эк}}$, конструкции вертолета $m_{\text{конст}}$, оборудования, всегда установленного или имеющегося на вертолете, при всех полетах $m_{\text{об}}$, масла в двигателях, редукторах и т. д. $m_{\text{масл}}$:

$$m_{\text{неизм}} = m_{\text{эк}} + m_{\text{конст}} + m_{\text{об}} + m_{\text{масл}}. \quad (17.10)$$

$m_{\text{пер}}$ — переменная нагрузка, которую составляют перевозимый груз $m_{\text{гр}}$, дополнительные (для каждого данного полета) оборудование, снаряжение и члены экипажа:

$$m_{\text{пер}} = m_{\text{гр}} + m_{\text{об. доп}} + m_{\text{эк. доп}}. \quad (17.11)$$

Таким образом, располагаемый запас топлива представляет собой меньшую из двух величин $W_{\text{полн} \rho_t}$ и $W_{\text{полн} E}$ $\geq W_{\text{полн}} \leq W_{\text{полн} \rho_t}$.

Обычно величина $W_{\text{полн}}$ находится с помощью графиков (рис. 17.2), построенных на основании формул (17.7) и (17.9), для каждого типа вертолетов. Из рис. 17.2 видно, что при массе пере-

менной нагрузки 2500 кг и возможности взлета вертолета Ми-8 с нормальной массой 11 100 кг можно заправить 1250 кг топлива, а если предельная взлетная масса вертолета равна 10 500 кг, располагаемый запас составляет 650 кг топлива.

Для горизонтального полета может быть израсходована не вся величина $W_{\text{полн}}$, а лишь часть ее, которая определяется путем вычитания из $W_{\text{полн}}$ тех частей запаса топлива, которые не должны расходоваться в горизонтальном полете.

Запасом топлива для горизонтального полета $W_{\text{г.п}}$ называется максимальное количество топлива, которое может быть израсходовано в горизонтальном полете:

$$W_{\text{г.п}} = W_{\text{полн}} - W_{\text{зем}} - W_{\text{наб}} - W_{\text{сн}} - W_{\text{гр}} - W_{\text{невыр}}, \quad (17.12)$$

где $W_{\text{зем}}$ — расход топлива на земле — на запуск, прогрев, пробу двигателей и руление (устанавливается приказом в соответствии со средним расходом топлива); $W_{\text{наб}}$ — расход топлива на взлет и набор заданной высоты полета (дается в Инструкции экипажу); $W_{\text{сн}}$ — расход топлива на снижение и посадку (дается в Инструкции экипажу); $W_{\text{гр}}$ — расход топлива на снижение и посадку (дается в Инструкции экипажу); $W_{\text{невыр}}$ — невырабатываемый остаток топлива, зависящий от особенностей топливной системы конкретного типа вертолета.

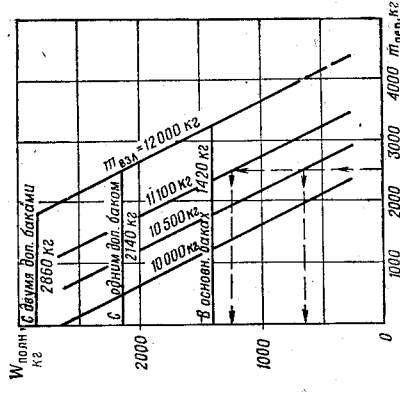


Рис. 17.2. Зависимость располагаемого запаса топлива от массы перевозимой нагрузки при различной взлетной массе вертолета Ми-8Т

Инструкции экипажу); $W_{\text{гр}}$ — гарантийный запас топлива (запас, учитывающий неточное выдерживание маршрута, изменение метеорологических условий, боевой обстановки и т. д.). Обычно для одиночного полета минимально принимают $W_{\text{гр}} = 10\%$, при полете звена в строю $W_{\text{гр}} = 15\%$, при полете эскадрильи и полка в строю $W_{\text{гр}} = 20\%$ количества заправленного перед полетом топлива. В зависимости от степени подготовки экипажей и условий выполнения задания величина $W_{\text{гр}}$ по решению командира может изменяться по сравнению с вышеуказанными величинами; $W_{\text{невыр}}$ — невырабатываемый остаток топлива, зависящий от особенностей топливной системы конкретного типа вертолета.

§ 17.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕЖИМОВ МАКСИМАЛЬНОЙ ДАЛЬНОСТИ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Максимальная дальность и продолжительность горизонтального полета достигаются при наличии на борту располагаемого (максимального) запаса топлива, определяемого, как изложено в § 17.2.

При этом дальность полета будет наибольшей, когда минимален километровой расход, а продолжительность — при минимальном часовом расходе, см. уравнения (17.5) и (17.6).

Величины часового и километрового расходов топлива существенно зависят от экономичности двигателя, показателем которой является его удельный расход топлива C_e , и режима полета.

Удельный расход топлива дается в характеристиках двигателя. Он изменяется с изменением мощности двигателя и зависит, как и мощность, от числа оборотов. Эти зависимости различны для разных типов двигателей. Особенно резкая зависимость удельного расхода от числа оборотов наблюдается у газотурбинных двигателей (рис. 5.15). У поршневых двигателей эта зависимость менее резкая, уменьшение их мощности даже наполовину практически мало влияет на удельный расход, уменьшая его иногда на 5—10%. У ГТД (при уменьшении мощности до 0,5 номинальной) удельный расход повышается на 25—35% (§ 5.5).

Для определения часового и километрового расходов надо кроме C_e знать мощность $N_{г.п.}$, которую должна развивать двигательная установка в полете.

Как известно, эта мощность для горизонтального полета вертолета

$$N_{г.п.} = \frac{N_{г.п.}}{\xi_m}. \quad (17.13)$$

Поэтому часовой расход может быть выражен в зависимости от мощности, потребной для горизонтального полета:

$$Q_q = C_e N_{г.п.} = \frac{C_e}{\xi_m} N_{г.п.} \quad (17.14)$$

Соответственно для величины километрового расхода получается зависимость

$$q_{км} = \frac{Q_q}{V} = \frac{C_e}{\xi_m} \frac{N_{г.п.}}{V}. \quad (17.15)$$

Формулы (17.14) и (17.15) наглядно показывают зависимость часового и километрового расходов от мощности, потребной для горизонтального полета $N_{г.п.}$, которая, в свою очередь, зависит от скорости, высоты полета вертолета, его полетной массы и т. д.

Выражения (17.14) и (17.15) с учетом (17.5) и (17.6) позволяют написать формулы для расчета дальности и продолжительности горизонтального полета

$$L_{г.п.} = \frac{W_{г.п.}}{q_{км}} = \frac{W_{г.п.}}{N_{г.п.}/V} \frac{\xi_m}{C_e}; \quad (17.16)$$

$$t_{г.п.} = \frac{W_{г.п.}}{Q_q} = \frac{W_{г.п.}}{N_{г.п.}} \frac{\xi_m}{C_e} \quad (17.17)$$

и проанализировать зависимость $L_{г.п.}$ и $t_{г.п.}$ от режима полета по скорости.

Как показывает формула (17.14), часовой расход пропорционален мощности, потребной для горизонтального полета. Если бы величина C_e/ξ_m не изменялась, зависимость $Q_q = f(V)$ часового

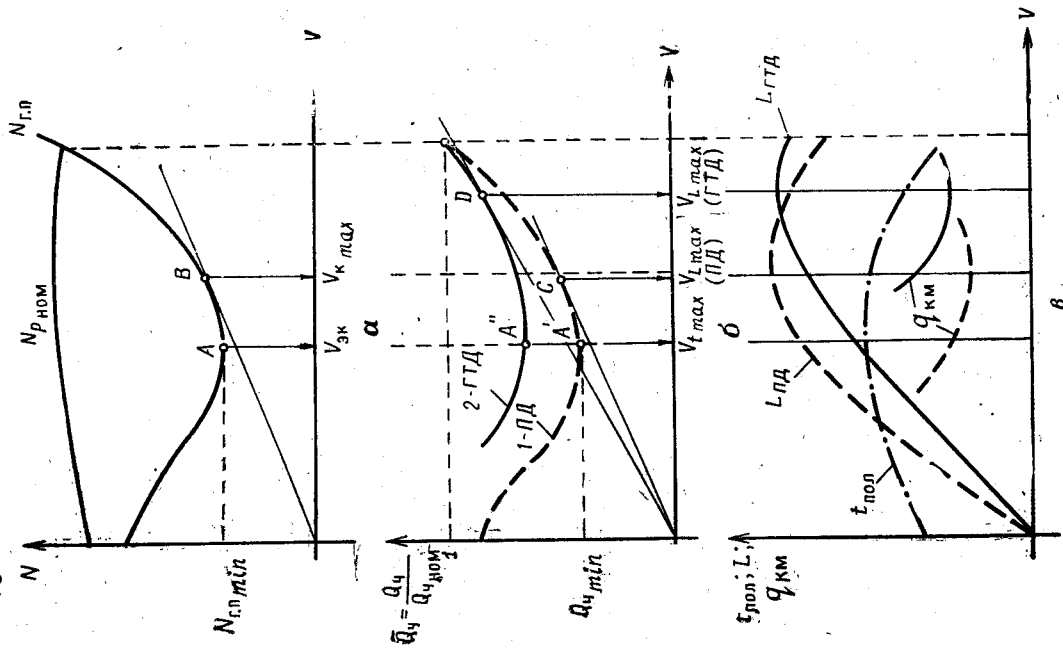


Рис. 17.3. Определение режимов наибольшей дальности и продолжительности полета, зависимости мощностей (а), часовых расходов (б), километровых расходов, L и $t_{пол}$ (в) от скорости полета вертолета

расхода топлива от скорости полета была бы подобна зависимости $N_{г.п.} = f(V)$, т. е. кривой Н. Е. Жуковского для потребной мощности, которая показана на рис. 17.3, а. Так получается при

установке на вертолет поршневых двигателей, у которых удельный расход мало зависит от мощности. Соответственно на рис. 17.3, б показана зависимость относительного часового расхода (по отношению к расходу на номинальном режиме) от скорости полета для вертолетов с ПД (линия 1), которая (в ином масштабе) повторяет кривую $N_{г.л} = f(V)$.

У газотурбинных двигателей удельный расход заметно увеличивается при уменьшении мощности. Однако изменение C_e при дроселировании двигателей менее существенно, чем изменение $N_{г.л}$ по скорости, которое и определяет характер изменения часового расхода — числитель в формуле (17.14). Следовательно, произведение ($N_{г.л} C_e$) также будет наименьшим, когда минимальна величина $N_{г.л}$ (линия 2 на рис. 17.3).

Поэтому и у вертолетов с ГТД часовой расход топлива достигает минимума при полете с такой скоростью, при которой мощность, потребная для выполнения горизонтального полета, минимальна (точки А, А' и А" на рис. 17.3, а и б). Следовательно, наименьшее количество топлива в течение заданного времени будет израсходовано при полете на этой скорости. Поэтому такая скорость полета называется экономической $V_{э}$ или скоростью наибольшей продолжительности полета $V_{лmax}$.

При данном запасе топлива продолжительность полета на экономической скорости будет максимальной. Полет на скорости, большей или меньшей $V_{э}$ приводит к уменьшению возможной продолжительности вследствие роста часового расхода, так как увеличивается $N_{г.л}$. Так, продолжительность полета на режиме висения почти в два раза меньше максимальной (при полете на $V_{э}$), ибо ($N_{г.л}$ при $V_{э}) \approx 0,5 N_{вис}$.

Характер изменения продолжительности полета вертолета в зависимости от скорости показан на рис. 17.3, в.

Формулы (17.15) и (17.16) показывают, что, если пренебречь изменением C_e/ξ_m , километровый расход будет наименьшим, а дальность полета — наибольшей при полете на скорости, когда величина отношения $N_{г.л}/V$ достигает минимума. Эта скорость соответствует полету при максимальном аэродинамическом качестве вертолета. Ранее она называлась наимыгоднейшей ($V_{нв} = V_{кmax}$). Величина $V_{нв}$ находится путем проведения касательной к кривой $N_{г.л} = f(V)$ из начала координат.

Для вертолетов с ГТД необходимо учитывать изменение по скорости отношения C_e/ξ_m . Поэтому наиболее точно режим полета, соответствующий максимальной дальности, т. е. скорость $V_{лmax}$, определяется по зависимости часового расхода топлива от скорости полета: $Q_ч = f(V)$.

Величина скорости $V_{лmax}$ находится путем проведения касательной из начала координат к зависимости $Q_ч = f(V)$ (рис. 17.3, б). При этой скорости полета километровый расход минимален, так как точка касания определяет минимум отношения $Q_ч/V = q_{км}$. Зависимости $q_{км} = f(V)$ показаны на рис. 17.3, в.

Для вертолетов с ПД полученное таким образом значение скорости наибольшей дальности V_L примерно соответствует наимыгоднейшей скорости.

Для вертолетов же с ГТД скорость наибольшей дальности значительно больше наимыгоднейшей. Ее иногда называют крейсерской скоростью $V_{кр}$, так как режим работы двигателя при полете у земли меньше номинального. Часто величина $V_{лmax}$ ближе к максимально допустимой, чем к $V_{э}$. Это объясняется заметным падением удельного расхода топлива у вертолетов с ГТД при увеличении режима работы двигателей и скорости полета сверх экономической и наимыгоднейшей. Увеличение ξ_m по мере роста скорости полета (§ 5.5) еще более способствует увеличению $V_{лmax}$ по сравнению с вертолетами с ПД. Для вертолетов с ПД разница в скоростях наибольшей дальности и наибольшей продолжительности горизонтального полета у земли составляет 30—40 км/ч, для вертолетов с ГТД эта разница возрастает до 80—100 км/ч и более.

При отклонении скорости полета от скорости наибольшей дальности в ту или другую сторону возможная дальность полета уменьшается (рис. 17.3 в).

§ 17.4. ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

17.4.1. Влияние высоты полета

С увеличением высоты полета удельный расход топлива у ГТД (рис. 5.16) уменьшается, что способствует уменьшению $Q_ч$ и $q_{км}$, увеличению дальности и продолжительности полета. Однако мощность, потребная для выполнения горизонтального полета на скоростях $V_{лmax}$ и $V_{лmax}$, и отношение $N_{г.л}/V$ на этих скоростях увеличивается (рис. 9.7, а), что, напротив, способствует уменьшению дальности и продолжительности полета. Влияние увеличения $N_{г.л}$ несколько ослабляется за счет уменьшения C_e при уменьшении степени дроселирования двигателей по мере увеличения высоты полета. Но увеличение высоты полета требует увеличения расхода топлива на участке набора, когда $Q_ч$ и $q_{км}$ больше, чем в горизонтальном полете.

В итоге действие этих противоречивых тенденций приводит к тому, что у вертолетов с ГТД, у которых скорости $V_{лmax}$ близки к максимальным, дальность полета при увеличении высоты в связи с уменьшением $q_{км}$ увеличивается примерно до границы высотности двигателя. При наборе еще одного километра высоты полета дальность практически не изменяется, а на высотах, больших $H_p + 1000$ м, начинает уменьшаться вследствие увеличения $q_{км}$ из-за существенного возрастания $N_{г.л}$. Так, для вертолета Ми-2 дальность полета достигает максимума при полетах на высотах

от 1000 до 2000 м, для вертолета Ми-8, Ми-6 — на высотах 2000—3000 м. Продолжительность полета у вертолетов с ГТД от высоты практически не зависит.

Как изменяются скорости наибольшей дальности и продолжительности полета в зависимости от высоты?

При увеличении высоты полета зависимость $N_{г.л} = f(V)$ сдвигается вверх и вправо (рис. 9.7, а). При этом истинное значение скорости $V_{эк}$ растет, но приборное не изменяется. Это значит, что независимо от высоты полета для поддержания режима наибольшей продолжительности полета должен выполняться полет при постоянной приборной скорости, равной $V_{эк}$ у земли. Для вертолета Ми-2 эта скорость составляет 90—100 км/ч, для вертолета Ми-8 — 120—130 км/ч.

Истинное значение скорости наибольшей дальности при увеличении высоты вначале растет примерно пропорционально $1/\sqrt{\Delta}$. Следовательно, приборная скорость $V_{L_{max}}$ также остается постоянной.

Однако, начиная с некоторой высоты полета (1500—2000 м), величины скоростей наибольшей дальности сильно приближаются к значениям максимально допустимой скорости (особенно у вертолетов с ГТД). При этом начинают сказываться соответствующие ограничения по скорости полета. Поэтому, начиная с высот 1500—2000 м, значения скорости наибольшей дальности начинают уменьшаться, фактически соответствуя ограничениям максимального допустимой скорости, и на высоте динамического потолка становятся равными $V_{эк}$.

Характер изменения скоростей наибольшей дальности и продолжительности полета по высотам показан на рис. 17.4.

17.4.2. Влияние полетной массы вертолета

Увеличение полетной массы (веса) вертолета m требует увеличения $N_{г.л}$ — мощности, необходимой для горизонтального полета, на всех скоростях (гл. 9).

Поэтому увеличение массы вертолета (при постоянном запасе топлива $W_{полн.}$) приводит к увеличению километровой и часовой расходов топлива, к уменьшению дальности и продолжительности полета (формулы 17.14—17.17). На рис. 17.5 для примера пока-

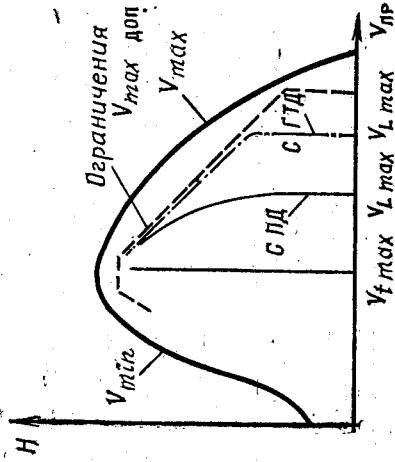


Рис. 17.4. Характер изменения скоростей наибольшей дальности и продолжительности полета по высотам

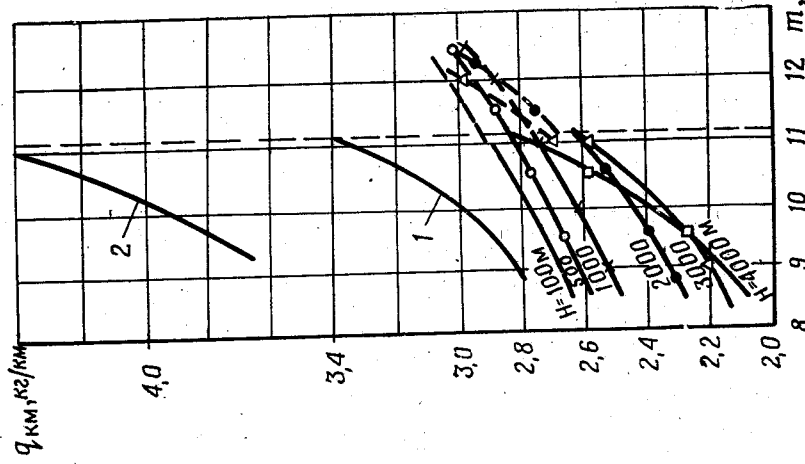


Рис. 17.5. Зависимость километрового расхода топлива от полетной массы вертолета Ми-8Т для различных высот на скорости $V_{L_{max}}$ без внешней подвески и для различных подвесок на высоте 500 м:

1 — $V_{пр} = 170$ км/ч, компактный груз на внешней подвеске; 2 — $V_{пр} = 150$ км/ч, груз парусный (три трубы на внешней подвеске)

где $m_{нач}$ — масса вертолета в начале полета; $m_{кон}$ — масса вертолета в конце полета.

При больших изменениях полетной массы маршруты разделяются на несколько этапов с постоянными величинами $m_{ср}$ и рассчитывается дальность полета по этапам с последующим их суммированием.

При наличии графиков зависимости километрового расхода топлива от полетной массы вертолета

(рис. 17.5) дальность горизонтального полета определяется по формуле (17.5). При этом значения $q_{км}$ снимаются с графиков для средней величины полетной массы вертолета на данном этапе полета.

17.4.3. Влияние внешних подвесок

Внешние подвески увеличивают силу лобового сопротивления вертолета, а также его полетную массу по сравнению с верто-

том без подвесок. Поэтому мощность, потребная для горизонтального полета вертолета с подвесками, больше, чем без них на той же скорости за счет увеличения $N_{дв}$, а также $N_{инд}$ и в некоторой степени $N_{пр}$ (так как требуется увеличение $\varphi_{ош}$).

Это приводит к увеличению как часового, так и в еще большей степени километрового расхода топлива на всех высотах полета. Поэтому дальность и продолжительность полета вертолета с внешними подвесками уменьшаются. Уменьшение дальности полета происходит более заметно и в зависимости от формы (силы лобового сопротивления) подвесок может достигать до 15—25%.

При некоторых видах внешних подвесок на трассе допустимые скорости полета существенно меньше, чем V_{Lmax} , а $q_{км}$ значительно возрастает (рис. 17.5). В таких случаях уменьшение дальности полета может достигать 50—60% по сравнению с вертолетом той же полетной массы, но без подвесок.

17.4.4. Влияние ветра

Если по условиям выполнения задания необходимо обеспечить наибольшую продолжительность пребывания в воздухе, полет следует выполнять на постоянной приборной скорости, равной экономической $V_{эк}$ независимо от направления и скорости ветра. При этом наличие ветра не сказывается на максимальной продолжительности полета. Однако пройденный вертолетом путь за это время будет существенно зависеть от скорости и направления ветра, так как ветер изменяет путевую скорость, увеличивая ее при попутном и уменьшая при встречном направлении. Изменение путевой скорости приводит к изменению продолжительности полета на заданную дальность. Кроме того, при изменении путевой скорости изменяется также километровый расход топлива $q_{км}$. При попутном ветре $q_{км}$ уменьшается, при встречном — увеличивается:

при попутном ветре

$$q_{кмп} = \frac{Q_q}{V + U};$$

при встречном ветре

$$q_{кмв} = \frac{Q_q}{V - U}.$$

Поэтому попутный ветер увеличивает, а встречный уменьшает максимальную дальность полета по сравнению со штатными условиями. Вследствие относительно небольших скоростей полета вертолетов влияние ветра оказывается довольно заметным. Ветер редко бывает точно встречным или попутным. Для учета направления ветра вводится понятие «эквивалентный ветер» $U_{экв}$ (величина его скорости примерно равна проекции скорости ветра U на

направление полета). При этом километровый расход топлива подсчитывается по формуле:

$$q_{кмU} = \frac{Q_q}{V \pm U_{экв}}.$$

Величина скорости эквивалентного ветра обычно определяется по таблицам, приведенным в Инструкции экипажу (или по графикам). Затем на основании полученного значения $q_{кмU}$ определяется дальность полета.

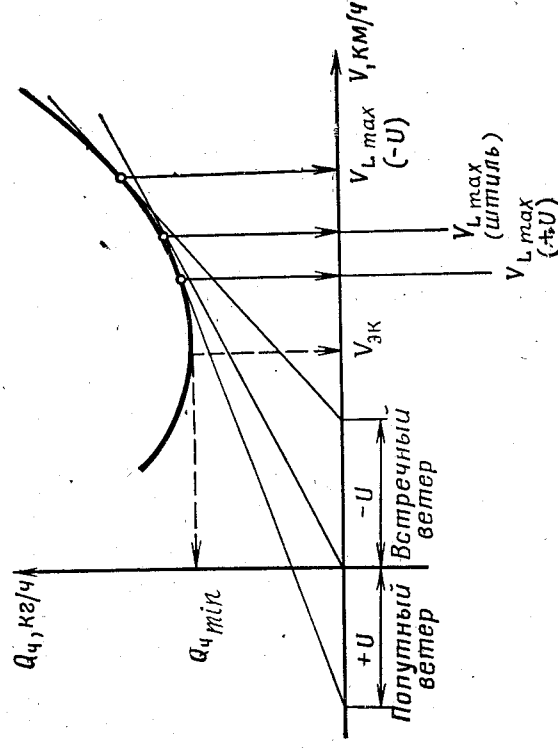


Рис. 17.6. Влияние ветра на величину скорости наибольшей дальности

Изменение путевой скорости при наличии ветра приводит к некоторому изменению скорости максимальной дальности V_{Lmax} . Величина V_{Lmax} определялась в § 17.3 путем проведения касательной из начала координат к зависимости $Q_q = f(V)$, где под скоростью полета V подразумевалась путевая скорость (в штатль они равны). Поэтому для использования того же графика $Q_q = f(V)$ при наличии ветра начало координат смещается, как показано на рис. 17.6. Как видно, при встречном ветре величина скорости V_{Lmax} увеличивается, при попутном уменьшается. При выборе режима полета на максимальную дальность с учетом среднего ветра эти изменения V_{Lmax} необходимо иметь в виду, особенно для вертолетов с поршневыми двигателями.

17.4.5. Влияние оборотов (частоты вращения) несущего винта

Уменьшение числа оборотов (частоты вращения) НВ приводит к некоторому уменьшению мощности, потребной для создания заданной тяги, за счет уменьшения профилейных и индуктивных потерь. Это ведет к уменьшению $N_{г.л.}$. Поэтому на тех вертолетах, где допускается небольшое регулирование летчиком оборотов свободной турбины и НВ, целесообразно в полете на крейсерской скорости уменьшить их на 2—3%. Это обеспечивает уменьшение километрового расхода топлива на 1—1,5% и соответствующее увеличение дальности полета.

Однако уменьшение оборотов НВ приводит к более раннему по скорости появлению срыва потока с отступающих лопастей НВ. На высотах полета более 1500—2000 м скорости $V_{L_{max}}$ близки к ограничениям по срыву потока. Поэтому использовать незнательные преимущества, получаемые за счет уменьшения оборотов НВ, можно практически лишь до высот 1000—1500 м.

Глава 18

ЛЕТНО-ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ПРЕДЕЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА

Каждый тип вертолета имеет определенные летно-тактические характеристики, включающие диапазоны условий, в пределах которых возможно выполнение полета. Если в полете используются предельно допустимые в эксплуатации значения этих характеристик, считается, что летчик выполняет полет на предельном режиме.

Различные эксплуатационные ограничения, приведенные в инструкциях экипажам вертолетов, установлены с известным запасом, значение которого может изменяться в зависимости от конкретных условий полета. Летчик должен хорошо знать причины ограничений, их физический смысл и особенности пилотирования вертолета на предельных режимах, чтобы в любом случае использовать технику с максимальной эффективностью при обеспечении безопасности полета.

§ 18.1. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН ЦЕНТРОВОК ВЕРТОЛЕТА

Значение центровки x_T определяет (при прочих равных условиях) величину балансировочного угла (см. формулу 8.11). Чем больше x_T , тем больше летчик должен отклонять на себя ручку управления (тем самым кольцо АП и силу $T_{НВ}$ — назад) для балансировки вертолета на данном режиме полета. Возможности отклонения силы $T_{НВ}$ от оси вала винта (значения δ_{z6}) ограничены.

Поэтому предельно допустимое значение центровки $|x_T|_{max}$ определяется главным образом максимально возможным значением балансировочного угла $(\delta_{z6})_{max}$.

Действительно, $|x_T|_{max} \approx y_T |\delta_T|_{max}$, а из формулы (8.11) следует:

$$\delta_{T_{max}} = (\delta_{z6})_{max} + a_1 + \frac{1}{T_{y_T}} (M_{p_{PB}} + Y_{1ct} l_{cr} + M_{z_{ГШ}}). \quad (18.1)$$

Таким образом, малый диапазон разрешенных продольных центровок вертолетов объясняется малостью возможных отклонений силы $T_{НВ}$ с помощью АП. Даже при одинаковых значениях предельных отклонений кольца АП вперед и назад абсолютная величина допустимой передней центровки больше, чем задней, так как кабрирующие моменты от стабилизатора и РВ (при ста-

ром направлении вращения), а также естественный завал конуса на угол α_1 при полете вперед помогают балансировать вертолет при передней центровке и требуют увеличения расхода ручки при задней. Однако на всех вертолетах для обеспечения запаса управления при полете на $V_{\max}$, особенно при задних центровках, отклонение кольца АП вперед больше, чем назад. Эксплуатационный диапазон центровок устанавливается таким образом, чтобы при их предельно допустимых значениях обеспечивалась балансировка вертолета с необходимым запасом управления на любом возможном режиме полета.

Исходя из физической сущности балансировки и формулы (18.1), можно отметить, что наименьшие запасы управления (хода ручки) от себя у вертолетов наблюдаются на максимальных скоростях полета при предельно задних центровках, наименьшие запасы управления на себя — на висении с попутным ветром при предельно передних центровках.

У ряда вертолетов (Ми-2, Ми-6 и др.) центровка в полете может заметно изменяться вследствие выработки топлива, расхода боеприпасов и т. п. Это следует учитывать при выборе взлетной центровки, чтобы в полете она не вышла за пределы ограничений. При выполнении некоторых специальных задач разрешенный диапазон центровок может дополнительно изменяться исходя из условий управления вертолетом при решении этих задач.

§ 18.2. ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ВЕТРУ

Для всех вертолетов при эксплуатации их на земле и на висении установлены ограничения допустимых скоростей ветра, зависящие от его направления. Это объясняется тем, что ветер изменяет действующие на вертолет аэродинамические силы, что может оказывать как положительное, так и (часто) отрицательное влияние на условия легкой эксплуатации вертолетов. Наиболее существенное изменение аэродинамических сил от действия ветра происходит на фюзеляже, несущем и рулевом винтах.

А. При обдувке фюзеляжа вертолета на рулении или висении ветер со скоростью U создает на фюзеляже аэродинамическую силу, являющуюся практически силой сопротивления X_{ϕ} :

$$X_{\phi} \doteq C_{x\phi} S_{\text{мф}} \frac{\rho U^2}{2}. \quad (18.2)$$

Соответственно изменению $C_{x\phi}$ и площади сечения фюзеляжа при ветре сбоку сила X_{ϕ} в 8—10 раз больше, чем при ветре спереди или сзади. Сила X_{ϕ} стремится опрокинуть вертолет на земле и вызвать смещение (снос) на висении. Сама по себе величина силы X_{ϕ} небольшая, но важно ее сочетание с другими неблагоприятными факторами.

Б. Действие ветра на несущий винт на земле различно в зависимости от его оборотов. При малых оборотах НВ (раскрутке и останове, когда центробежные силы лопастей малы) и скорости

ветра $U > 5-10$ м/с последний оказывает решающее влияние на величину тяги лопастей и ее зависимость от азимута. Это приводит к возникновению неупорядоченного махового движения лопастей с ударами их по упорам и захлестыванием вниз с возможным касанием хвостовой балки. При этом наиболее опасен ветер справа. Опасность касания хвостовой балки увеличивается при отклонении ручки управления против ветра, дующего справа и сзади.

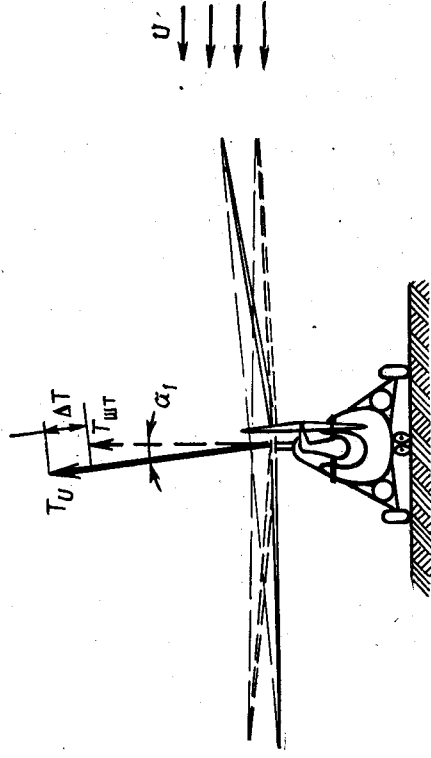


Рис. 18.1. Влияние порыва ветра U на силу $T_{\text{нв}}$ при рулении

На рабочих оборотах НВ (от малого газа и выше) тяга лопастей создается в основном за счет окружной скорости, и скорость ветра оказывает на тягу лопасти относительно небольшое влияние. В этом случае конус НВ сформирован и наличие ветра приводит к косому обтеканию НВ и маховому движению лопастей, которые, однако, не достигают упоров благодаря наличию значительных центробежных сил и тяги. Эффект косого обтекания приводит к увеличению силы $T_{\text{нв}}$ на ΔT и отклонению ее на угол естественного завала конуса α_1 по ветру (рис. 18.1). Значения ΔT и α_1 зависят от скорости ветра и практически не зависят от его направления, но условия уравнивания скорости вращения как от величины, так и от направления скорости ветра.

В. Действие ветра на рулевой винт на малых оборотах несущественно ввиду малых размеров РВ, а на рабочих оборотах зависит от скорости и направления ветра. При ветре спереди (сзади) РВ попадает в условия косой обдувки и ветер влияет на него в принципе так же, как и на НВ. Однако, если высота видения мала, попутный ветер, взаимодействуя со струей НВ, может образовывать вихревое движение воздуха и уменьшить эффективность РВ.

При ветре сбоку изменяются условия осевой обдувки РВ. Ветер слева, совпадающий с направлением струи, отбрасываемой

РВ, приводит к уменьшению силы $T_{рв}$ вследствие уменьшения угла атаки элементов его лопастей (гл. 3). При ветре справа со скоростью до 2—3 м/с сила $T_{нв}$ может несколько увеличиться, но при дальнейшем возрастании скорости ветра $T_{рв}$ начинает уменьшаться, так как рулевой винт постепенно входит в режим вихревого кольца. Следовательно, от действия ветра на РВ изменяются условия путевого уравновешивания вертолета.

Такова в главных чертах сущность воздействия ветра на основные части вертолета, определяющая физический смысл ограничений по ветру, которые объясняются следующими причинами.

При раскрутке (останове) НВ скорость ветра спереди и сбоку ограничивается из-за возможности касания лопастями хвостовой балки и поломки вертолета. Ветер сзади (иногда и сбоку) ограничивается более существенно по условиям надежного запуска двигателей.

При рулении ограничения по ветру установлены из-за опасности опрокидывания вертолета вследствие изменения величины и направления силы $T_{нв}$ в сочетании с появлением и действием силы X_{ϕ} (действие этих факторов летчик практически может заметить только при начале накренения вертолета).

При взлете и посадке ограничения ветра спереди такие же, как и при раскрутке (останове) НВ, так как перед взлетом надо раскрутить, а после посадки остановить НВ. Причины ограничения ветра сбоку:

- опасность опрокидывания вертолета на земле после увеличения $T_{нв}$ во время взятия шага при взлете;
- появление резкой разбалансировки вертолета в поперечном и путевого отношении в момент отрыва от земли;
- обеспечение необходимого запаса путевого и поперечного управления при взлете (посадке), особенно с предельной массой (§ 18.4).

Причины ограничения попутного ветра:

- неустойчивость положения вертолета хвостом на ветер на висении;
- обеспечение необходимого запаса продольного управления на себя при предельной передней центровке;
- опасность касания земли хвостовой опорой при задних центровках;
- попадание выхлопных газов на вход в двигатели и уменьшение N_p и T_p (§ 18.4).

§ 18.3. ОГРАНИЧЕНИЯ ОБОРОТОВ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Обороты (частота вращения) НВ оказывают существенное влияние на условия полета вертолета. Значения сил тяги несущего и рулевого винтов, а также центробежных сил лопастей пропорциональны квадратам их чисел оборотов. Для поддержания той же тяги при пониженных оборотах требуется увеличение

общего шага и крутящего момента НВ, следовательно, растут $M_{рв}$ и потребная тяга рулевого винта. Это требует увеличения шага РВ и мощности, отбираемой на рулевой винт. От значений и оборотов НВ зависит также интенсивность махового движения лопастей. Кроме того, значение оборотов НВ влияет на условия работы турбокомпрессора ГТД и обеспечиваемых им агрегатов. С учетом этих положений ограничиваются как максимальные, так и минимальные обороты НВ.

Причины ограничения максимальных оборотов НВ:

— чрезмерный рост нагрузок на лопасти и втулку НВ от центробежных сил инерции, а также рост динамических напряжений в главном редукторе;

— приближение к критическим оборотам и скорости флаттера лопастей НВ.

Причины ограничения минимальных оборотов на малых скоростях полета — уменьшение запаса путевого управления вследствие роста потребной $T_{рв}$ (тем более, что при этом малы и обороты РВ), на больших скоростях — увеличение амплитуды махового движения и уменьшение запаса по срыву потока с лопастей НВ. Кроме того, минимальные обороты НВ ограничиваются вследствие учета:

— роста напряжений в трансмиссии и главном редукторе при увеличении $M_{кр}$, а также из-за опасности перегрева лопаток турбины винта;

— возможного отказа двигателей, поскольку при малых оборотах НВ увеличивается потеря высоты при переходе на самовращение, растет вертикальная скорость при планировании на РСНВ, уменьшается кинетическая энергия вращения НВ и возможно отключение генераторов, а также автопилота и других потребителей электроэнергии.

§ 18.4. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН СКОРОСТЕЙ И ВЫСОТ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

Для каждой высоты полета Инструкцией экипажу в зависимости от взлетной массы вертолета устанавливаются максимальная и минимальная допустимые скорости горизонтального полета, ограничивающие эксплуатационный диапазон скоростей. На рис. 18.2 в качестве примера показан эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета вертолета Ми-2 с нормальной и максимальной полетной массой. Если сравнить диапазон возможных (достижимых) скоростей полета (гл. 9) с эксплуатационным, то на всех высотах можно видеть некоторые запасы по скорости. Это обеспечивает безопасность полета на минимально и максимально допустимых скоростях в различных условиях эксплуатации вертолета. Необходимый запас определяется по результатам летных испытаний. Однако, если летчик будет пренебрегать учетом эксплуатационных факторов, он может непреднамеренно попасть в сложные по технике пилотирования условия полета.

Минимально допустимая скорость горизонтального полета ($V_{\min \text{ доп}}$) ограничена Инструкцией экипажу для обеспечения необходимых запасов мощности в целях предотвращения непреднамеренной потери высоты и скорости полета из-за возможных ошибок летчика в технике пилотирования (таких, как перетяжеление

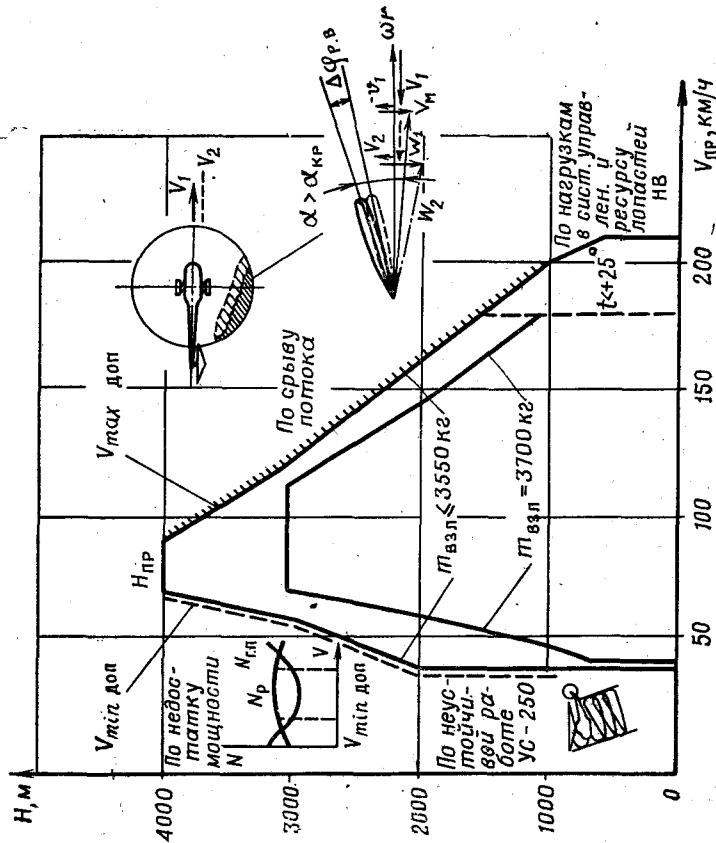


Рис. 18.2. Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета вертолета Ми-2 и причины его ограничений

НВ, запаздывание со своевременным увеличением общего шага НВ при торможении, неучет высокой температуры наружного воздуха и др.). На малых высотах $V_{\min \text{ доп}}$ ограничивается также вследствие неустойчивых показаний прибора воздушной скорости и повышенной тряски вертолета на $V_{\text{пр}} < 40 \div 60$ км/ч.

Максимально допустимая скорость горизонтального полета ($V_{\text{max доп}}$) на высотах до 1000—1500 м ограничена Инструкцией экипажу для обеспечения необходимого запаса управления, а также ресурса лопастей и тяг системы управления НВ. На больших высотах $V_{\text{max доп}}$ ограничивается из-за возможности выхода на срывные режимы работы НВ. При этом возможны следующие явления: самопроизвольное накренение вертолета вправо (валетка), увеличение тряски вертолета, «размыв» конуса НВ, затяги-

вание в пикирование. Чтобы при полете на $V_{\text{max доп}}$ не наступало значительного развития срыва потока и для сохранения достаточно хороших характеристик устойчивости и управляемости, а также для снижения уровня вибраций вертолета необходимо:

- при полетах на высотах выше 1000 м не допускать понижения оборотов НВ менее рекомендуемых;
- при маневрировании пилотировать плавно, без резких перемещений ручки управления на себя и чрезмерного увеличения общего шага НВ;
- при полете в болтанку скорость по прибору держать менее $V_{\text{max доп}}$ на 10—20 км/ч.

Для каждого вертолета в Инструкции экипажу указывается максимально допустимая высота полета с данной полетной массой m (нормальная или максимальная сила тяжести G), которая получила название «практический потолок вертолета». Эта высота установлена из условия обеспечения необходимого запаса мощности и диапазона скоростей (вблизи $V_{\text{эк}}$) для выдерживания устойчиве- го режима горизонтального полета.

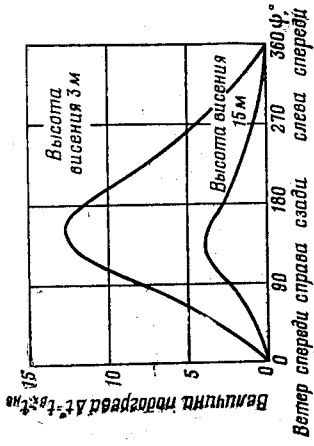
§ 18.5. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА ВЕРТОЛЕТА С ПРЕДЕЛЬНОЙ МАССОЙ

Взлеты и посадки вертолетов с предельной массой ($m_{\text{пред}}$) являются предельными режимами эксплуатации и часто встречаются в практике полетов. Это объясняется стремлением к максимальному использованию грузоподъемности вертолетов и повышению их экономичности, а иногда резко изменяющимися внешними условиями взлета (посадки), от которых существенно зависит величина $m_{\text{пред}}$ (температура наружного воздуха, наличие ветра, превышение площадок взлета и посадки между собой и над уровнем моря).

Характерным для этих режимов является использование практически всей N_p , т. е. работа двигателей на максимальной (взлетной) мощности, причем запас мощности на висении очень мал или вовсе отсутствует. При этом на фюзеляж действует максимальный $M_{\text{нв}}$, что требует максимальной $T_{\text{рв}}$, следовательно, требуются минимальные запасы управления по правой педали. Если предельная масса вертолета определена по номограммам типа изображенных на рис. 11.3 с учетом всех неблагоприятных факторов, то взлет и посадка особых трудностей не представляют.

Положение усложняется, если взлет (посадку) летчик вынужден выполнять при боковом, а тем более попутном ветре. При этом необходимо дополнительно учитывать уменьшение располагаемой и увеличение потребной мощности двигателей, а также уменьшение располагаемой тяги РВ.

Располагаемая мощность уменьшается из-за подогрева воздуха выхлопными газами на входе в двигатели (рис. 18.3). Потребная мощность двигателей для висения увеличивается из-за повышения расхода мощности на привод рулевого винта. На рис. 18.4 показан характер изменения потребной и располагаемой мощностей в зависимости от направления ветра. Как видно, дефицит мощности достигает наибольших значений при ветре справа и сзади. Предельную взлетную или посадочную массу вертолета в этом случае необходимо уменьшить (рис. 18.5 для вертолета Ми-8).



Возможность взлета вертолета с предельной массой определяется контрольным висением, при котором определяется способ взлета (по-вертолетному или по-самолетному). Наибольшую сложность представляет посадка вертолета с предельной массой в момент зависания. В это время для НВ требуется наибольшая мощность по сравнению с вертикальным отрывом или висением.

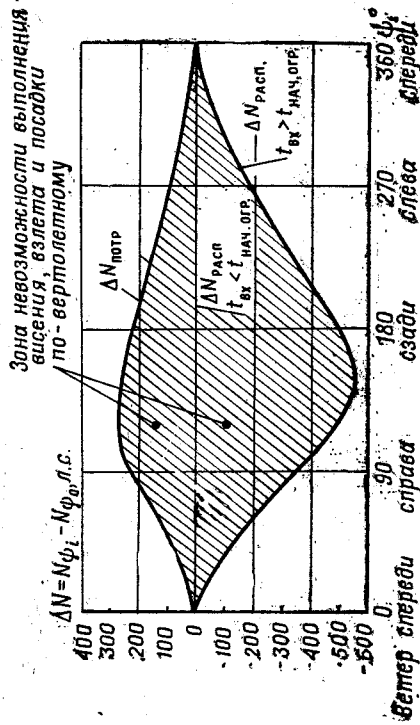


Рис. 18.4. Изменение потребной для висения вертолета и располагаемой мощностей двигателей в зависимости от направления ветра (\$U = 5\$ м/с)

Вместе с этим и для РВ требуется наибольшая мощность не только потому, что необходимо парировать большой \$M_{рнв}\$, но также и потому, что при уменьшении скорости полета и зависания РВ переходит от режима косо́й обдувки к осевой. При таких

условиях запас хода правой педали почти исчерпан, и значительные для обычных условий ошибки в технике пилотирования могут привести к самопроизвольному развороту вертолета влево. К таким ошибкам относятся не только более резкое, чем обычно, увеличение шага НВ, уменьшение оборотов НВ, запаздывание с парированием начинающегося разворота влево. Особенно внимательным летчику надо быть, если взлет (посадка) по каким-либо причинам проводится с боковым ветром, когда запас путевого управления еще больше уменьшается (рис. 18.6).

Порыв ветра слева на висении или зависании приводит к уменьшению тяги рулевого винта (при постоянном положении педалей) за счет уменьшения углов атаки элементов лопастей РВ (рис. 18.7). Вертолет начинает разворачиваться влево под действием неуравновешенного момента \$M_{рнв}\$. Дача правой педали (иногда до упора) может предотвратить разворот. Однако при достаточно сильном порыве (3—4 м/с) и предельной массе запаса путевого управления, как правило, не хватает и

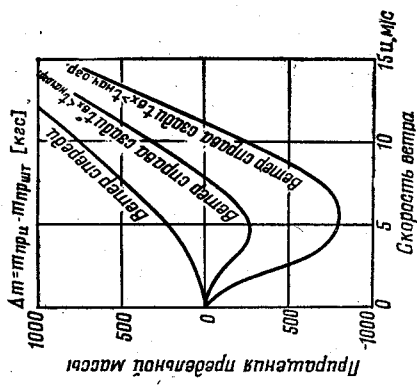


Рис. 18.5. Изменение предельной массы вертолета Ми-8 в зависимости от скорости и направления ветра

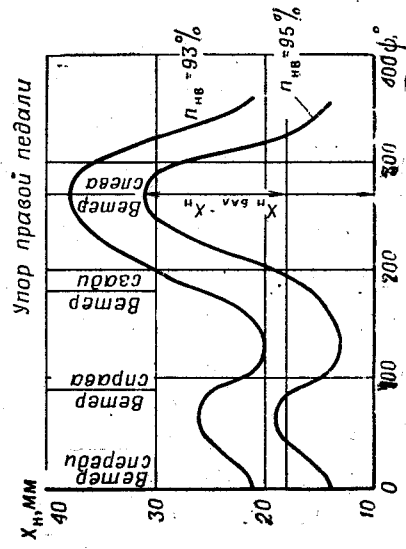


Рис. 18.6. Влияние направления ветра (\$U = 5+6\$ м/с) и оборотов несущего винта на условия путевого балансировки вертолета

разворот влево продолжается. При развороте углы атаки элементов лопастей РВ увеличиваются, ветер становится встречно-боковым и рулевой винт постепенно переходит в режим косо́й обдувки. Тяга его увеличивается, скорость вращения вертолета умень-

Глава 19

РАСЧЕТ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА (ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ)

§ 19.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Расчет летно-технических характеристик вертолета заключается в определении его возможной грузоподъемности, характерных скоростей горизонтального полета, скороподъемности, статического и динамического потолков, характеристик планирования на режиме самовращения несущего винта и т. д. Часто сумма всех этих работ для краткости именуется аэродинамическим расчетом вертолета.

Результаты аэродинамического расчета являются исходными данными для проектирования и постройки вертолета. Расчетные летно-тактические характеристики вертолета впоследствии уточняются в ходе его летных испытаний и используются при разработке основ боевого применения вертолета.

Основы аэродинамического расчета были заложены Н. Е. Жуковским и развиты в трудах наших и зарубежных ученых: Б. Н. Юрьева, М. Л. Миля, Л. С. Вильдгрубе, Б. Я. Жеребцова, Х. Глауэрта, А. Гессоу, П. Р. Пейна и др. В дальнейшем будут изложены принципы одного из наиболее простых методов аэродинамического расчета вертолета — метода мощностей.

Для расчета летных данных вертолета должны быть известны его основные массовые и геометрические характеристики в выбранной компоновке:

- 1) полетная масса вертолета m ;
- 2) геометрические характеристики несущего винта: диаметр, коэффициент заполнения, крутка лопастей и форма в плане;
- 3) окружная скорость конца лопасти ωR ;
- 4) коэффициент лобового сопротивления несущих частей вертолета $C_{x_{вп}}$ или эквивалентная площадь плоской пластины $\sigma_{вп}$;
- 5) характеристики двигателя: мощность в зависимости от режима работы, высоты и скорости полета, удельный часовой расход топлива;
- 6) коэффициент использования мощности двигательной установки.

Основой для определения этих характеристик и проектирования вертолета является его предназначение, определяющее тактико-технические требования по максимальной скорости, дальности полета, скороподъемности, потолку вертолета и т. д. В самом

деле, например, потребная дальность полета и грузоподъемность транспортного вертолета определяются в результате анализа места вертолета в общей системе воздушного транспорта, характерного расстояния между пунктами перевозки, необходимости десантирования определенного подразделения (отделения, взвода, боевого расчета с соответствующей техникой и т. п.) в тактическую или оперативную глубину обороны противника и т. д. Потребная дальность полета определяет, таким образом, необходимый запас топлива.

Назначение вертолета определяет также (и даже в первую очередь) величину и виды другой полезной нагрузки, которую должен поднимать в воздух и перевозить вертолет. Действительно, в зависимости от назначения и решаемых задач вертолет должен иметь не только нужный запас топлива и возможность взять на борт заданное количество пассажиров, десантников или боевой техники, но также иметь определенный состав экипажа, необходимое оборудование и вооружение. Следовательно, исходные данные, необходимые для аэродинамического расчета, можно получить в результате обоснования и выбора тактико-технических требований на основе анализа оперативно-тактического предназначения вертолета.

§ 19.2. АНАЛИЗ И ОБОСНОВАНИЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОЕКТИРУЕМОМУ ВЕРТОЛЕТУ

Анализ и обоснование тактико-технических требований к проектируемому вертолету включает: определение перечня задач, решаемых боевым вертолетом, обоснование потребных значений максимальной скорости горизонтального полета у земли, статического потолка и тактической дальности полета вертолета, выбор и обоснование комплексов вооружения, авиационного, радиоэлектронного и другого оборудования вертолета.

19.2.1. Определение перечня задач, решаемых боевым вертолетом

Перечень задач, решаемых боевым вертолетом, определяется на основе знаний боевых возможностей вертолетов, тактики ВВС, армейской авиации и вертолетных частей с учетом опыта применения вертолетов на учениях, в войнах во Вьетнаме и на Ближнем Востоке. Используя эти знания, можно определить комплекс боевых задач для проектируемого вертолета в соответствии с его назначением.

Теоретическое обоснование разработанного перечня боевых задач должно базироваться на конкретных примерах применения вертолетов.

19.2.2. Обоснование потребных значений максимальной скорости полета, статического потолка и дальности полета вертолета

Исходя из заданного оперативно-тактического назначения вертолета и разработанного перечня боевых задач, решаемых с его помощью, следует выбрать для вертолета:

- максимальную скорость полета у земли $V_{\max}$;
- статический потолок $H_{ст}$;
- тактическую дальность полета $L_{\max}$.

Выбор каждой из характеристик должен опираться на опыт эксплуатации и боевого применения современных вертолетов и быть обоснованным с тактической стороны. Для этого вначале собираются и анализируются соответствующие характеристики современных серийных отечественных и зарубежных вертолетов, имеющих сходное оперативно-тактическое назначение, а также материалы по их эксплуатации и боевому применению, привлекавшиеся для разработки перечня решаемых задач.

Используя эти статистические данные и анализируя условия выполнения боевых задач (степень противодействия ПВО противника, удаление района базирования от линии фронта, потребный радиус действия и т. д.), обосновывают значения $V_{\max}$, $H_{ст}$ и $L_{\max}$ вертолета, состав экипажа и аэродинамическую компоновку.

19.2.3. Выбор и обоснование комплексов вооружения и оборудования вертолета

Комплексы вооружения и оборудования выбираются так, чтобы в максимальной степени обеспечить выполнение задач, которые будут решаться с помощью данного вертолета.

Общим для всех типов вертолетов в принципе является навигационно-пилотажное оборудование. Однако даже в этом виде оборудования отдельные пилотажные приборы могут быть разными в зависимости от назначения и необходимых летно-тактических данных вертолета. В остальных видах оборудования и тем более вооружения разница будет гораздо значительнее в связи с разницей в выполняемых задачах. Обеспечение максимальных возможностей для выполнения боевых задач является главной, но не единственной целью при подборе оборудования и вооружения. Ведь чем больше перечень оборудования и вооружения, тем больше его масса и тем больше потребная взлетная масса вертолета. Иными словами, значения массы оборудования и вооружения являются важными исходными величинами для расчета массы вертолета. Поэтому к выбору комплексов вооружения и оборудования необходимо подходить очень внимательно. Дело в том, что каждый килограмм полезной нагрузки приводит к увеличению взлетной массы вертолета в среднем на 3—4 кг. Поэтому массу оборудования и вооружения надо стремиться получить возмож-

но меньшей, включая в перечень авиационного оборудования и вооружения только те приборы, установки и агрегаты (аппаратуру), без которых невозможно выполнить тактико-технические требования по условиям боевого применения. Если некоторые виды оборудования необходимы лишь при выполнении ограниченного круга задач, их можно отнести к перегрузочному варианту, исключив из расчетной нормальной массы.

Такой прием является не только допустимым, но и целесообразным, поскольку очень важно сделать вертолет возможно более легким. Из двух вертолетов с одинаковыми основными ТТД более тяжелый не только дороже в производстве, но и в эксплуатации, а также зачастую является менее живучим. Расчет на прочность выполняется также для нормальной массы, определенной из установленного минимума вооружения и оборудования.

В результате при нормальной полетной массе вертолет имеет установленную нормированную расчетную перегрузку и заданные летные данные. При максимальной, или перегрузочной, массе запас прочности несколько ниже, но вполне обеспечивается безопасная эксплуатация вертолета при должной технике пилотирования и учете условий полета. Кроме того, некоторые летные данные вертолета в перегрузочном варианте могут быть несколько ниже, но зато в большинстве случаев боевого применения с нормальной массой более легкая машина будет иметь и более высокие данные.

§ 19.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ВЕРТОЛЕТА

19.3.1. Расчет взлетной массы вертолета и выбор типа двигательной установки

Полетная (взлетная) масса вертолета $m_{взл}$ складывается из масс: конструкции (включающей несущую систему и несущие элементы конструкции), двигательной установки, топлива, грузов, экипажа, оборудования и вооружения. Это положение можно выразить формулой

$$m_{взл} = m_k + m_{дв} + m_t + m_{гр} + m_{э.о.в} \quad (19.1)$$

где m_k — масса конструкции вертолета, т. е. НВ и РВ со втулками и трансмиссией, фюзеляжа, крыла, шасси и других элементов конструкции; $m_{дв}$ — масса двигательной установки; m_t — масса топлива; $m_{гр}$ — масса груза, взятого на борт вертолета; $m_{э.о.в}$ — масса экипажа, оборудования и вооружения.

Условия и тактика боевого применения вполне определяют необходимый состав экипажа, перечень навигационного, радиотехнического и специального оборудования, вооружение и боекомплект (§ 19.2). Следовательно, в формуле (19.1) довольно точно изве-

стен последний член — масса $m_{э.о.в.}$. Кроме того, задано значение $m_{г.р.}$.

Сравнив значение $m_{э.о.в.} + m_{г.р.}$ с аналогичными данными уже построенных вертолетов, можно определить, к какому типу (классу) будет относиться проектируемый вертолет — легкому (до 5000 кг), среднему или тяжелому (свыше 15000 кг). Разделив все члены уравнения (19.1) на величину взлетной массы, получим уравнение баланса масс в относительных величинах:

$$1 = \xi_k + \xi_{дв} + \xi_r + \xi_{г.р.} + \xi_{э.о.в.} \quad (19.2)$$

где буквами ξ с соответствующими индексами обозначены относительные массы основных составляющих полетной массы вертолета.

Имеются достаточно обширные статистические данные по советским и иностранным вертолетам, из которых можно определить средние и минимальные значения относительной массы конструкции вертолета и двигательной установки для вертолетов того типа (класса), к которому относится проектируемый вертолет.

Соответствующие значения ξ_k и $\xi_{дв}$ с учетом предполагаемой схемы (одно- или двухвинтовой и т. д.) конструктивных и иных усовершенствований, можно принять и для проектируемого вертолета. В большинстве случаев следует устанавливать на вертолет не поршневой, а газотурбинный двигатель. Это обеспечивает не только уменьшение относительной массы двигательной установки, но и повышение мощности, коэффициента ξ_m , а также значительное увеличение крейсерской скорости полета.

Величина ξ_r также в первом приближении определяется исходя из статистических данных для вертолетов с аналогичным типом двигательных установок, дальность или продолжительность полета которых близка к заданной.

Тогда на долю экипажа, оборудования, вооружения и грузов остается относительная масса:

$$\xi_{э.о.в.} + \xi_{г.р.} = 1 - (\xi_k + \xi_{дв} + \xi_r).$$

Так как $\xi_{э.о.в.} + \xi_{г.р.} = \frac{1}{m_{взл}} (m_{э.о.в.} + m_{г.р.})$, а значения $m_{э.о.в.}$ и $m_{г.р.}$ определены, определяется и взлетная масса вертолета:

$$m_{взл} = \frac{m_{э.о.в.} + m_{г.р.}}{1 - (\xi_k + \xi_{дв} + \xi_r)}. \quad (19.3)$$

Научной основой подобного метода определения взлетной массы является наличие объективных зависимостей между величинами относительных масс конструкции, двигательной установки и т. д., а также тактико-техническими показателями вертолета.

Полученное значение взлетной массы необходимо согласовать с данными двигательной установки,

19.3.2. Подбор характеристик двигательной установки

Принятое в подпараграфе 19.3.1 значение относительной массы двигательной установки $\xi_{дв}$ после расчета массы вертолета определяет и массу установки: $m_{дв} = m_{взл} \xi_{дв}$.

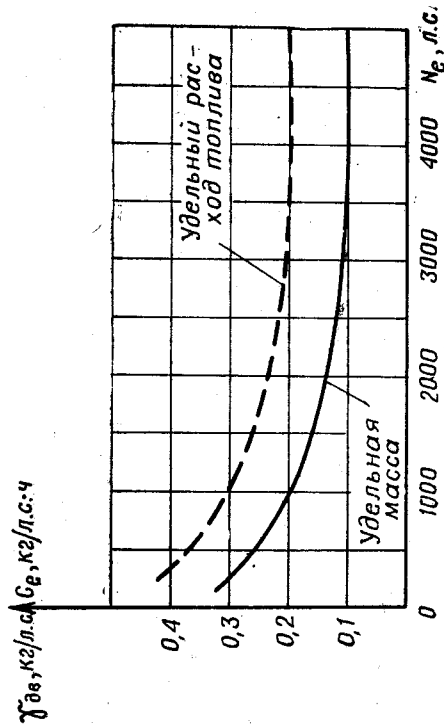


Рис. 19.1. Средние зависимости удельной массы и расхода топлива вертолетных ГТД от их мощности

Зная среднюю удельную массу $\gamma_{дв}$ кг/л.с. современных двигателей (рис. 19.1), можно определить возможную мощность силовой установки:

$$N_{взл} = \frac{m_{дв}}{\gamma_{дв}}.$$

Тогда ожидаемая энерговооруженность вертолета

$$q^э = \frac{N_{взл}}{m_{взл}} = \frac{\xi_{дв}}{\gamma_{дв}}.$$

На рис. 5.15 приведены типичные характеристики современных серийных ГТД различной мощности. Исходя из полученной мощности и $N_{ст}$ выбирается расчетная высота $H_p \geq H_{ст}$.

Теперь необходимо оценить, может ли двигательная установка такой мощности $N_{взл}$ обеспечить для вертолета с полученной массой $m_{взл}$ достижение назначенных основных летно-тактических данных.

Оценка возможности получения необходимой максимальной скорости

Зная максимальную скорость полета, которую должен развить вертолет, можно оценить его потребную энерговооруженность.

Известно, что связь между $V_{\max}$ и энерговооруженностью выражается формулой

$$q_{\text{потр}}^3 = \frac{V_{\max}^3 (\text{км/ч})}{270 K_B \eta_{\text{с}}^3} \quad (19.4)$$

где K_B — аэродинамическое качество вертолета при полете на максимальной скорости; η — коэффициент полезного действия несущего винта; ξ_m — коэффициент использования мощности.

Используя формулу (19.4), по средним статистическим величинам качества, η и ξ_m определяется потребная энерговооруженность $q_{\text{потр}}^3$. Сравнив значения q^3 и $q_{\text{потр}}^3$, можно определить, обеспечивается ли при данной двигательной установке достижение $V_{\max}$.

Если $q^3 < q_{\text{потр}}^3$, т. е. мощности двигательной установки не хватает, необходимо скорректировать выбранные относительные массы, обоснованно изыскав возможность для увеличения $\xi_{\text{дв}}$ и тем самым мощности двигательной установки.

Оценка возможности получения необходимой дальности полета

Дальность полета, пропорциональная величине относительного запаса топлива, зависит от экономичности двигательной установки, а также других факторов и может быть оценена по формуле

$$L_{\max} = 270 \xi_{\text{дв}} K_B \eta_{\text{с}}^3 \frac{1}{C_e} \quad (19.5)$$

где C_e — удельный расход топлива, кг/л.с.ч.

Выбранный тип двигательной установки определяет среднее значение удельного расхода топлива. Значения C_e для ГТД показаны на рис. 19.1.

По формуле (19.5) определяется ожидаемое значение $L_{\max}$. Если оно меньше необходимого, следует изыскать возможности увеличения $\xi_{\text{дв}}$, т. е. запаса топлива на вертолете.

Ориентировочные данные для расчетов по формулам (19.4) и (19.5) известны из материалов предшествующих глав учебника.

Оценка возможной высотности вертолета и окончательное установление взлетной массы и двигательной установки вертолета

Для оценки возможности получения потребного значения $H_{\text{ст}}$ при выбранном значении взлетной массы необходимо определить величину тяги несущего винта, которая может быть получена при данных двигателях в условиях потребной высоты висения. Для определения тяги несущего винта надо знать его диаметр. Поэтому при окончательном выборе взлетной массы вертолета одной из основных задач оказывается выбор диаметра НВ.

С одной стороны, диаметр винта должен обеспечивать приемлемую удельную нагрузку p на омегаемую площадь с учетом возможных случаев посадки вертолета на режиме самовращения НВ. Поэтому хотелось бы иметь возможно меньшее значение p , помня, что чем больше

площадь, через которую протекает воздух, тем меньше скорость, придаваемая ему для создания заданной подъемной силы, и тем меньше потребность для этого мощность на единицу массы аппарата.

Но чем больше диаметр НВ, тем больше его масса. Кроме того, несущий винт должен быть согласован с двигателем как по мощности, так и по оборотам.

Статистика показывает (рис. 19.2), что нагрузка на омегаемую площадь у современных вертолетов стремительно растет с увеличением полетной массы и изменяется в пределах от 12—14 кгс/м² для самых легких до 50 кгс/м² для самых тяжелых вертолетов. Исходя из этих данных, по полученному значению взлетной массы, используя рис. 19.2, предварительно выбирают значение p и тем самым диаметр НВ:

$$D = \sqrt{\frac{4F}{\pi}} \approx 1,13 \sqrt{\frac{m_{\text{взл}}}{p}} \quad (19.6)$$

Далее следует проверить, возможно ли получение необходимой тяги. Для этого используют формулу Н. Е. Жуковского. Полагая, что тяга на висении равна силе тяжести (без учета влияния земли и сопротивления от вертикальной обдувки), определяют возможное значение располагаемой тяги T_p и сравнивают его со значением силы тяжести вертолета:

$$T_p = (33,25 \xi_{\text{дв}} \eta_0 N_{\text{взл}} D \sqrt{\Delta})^{2/3} \quad (19.7)$$

где $N_{\text{взл}}$ — мощность двигательной установки на взлетном режиме на высоте статического потолка.

Вопросы о выборе взлетной массы вертолета, двигательной установки и диаметра НВ считаются решенными, если определены

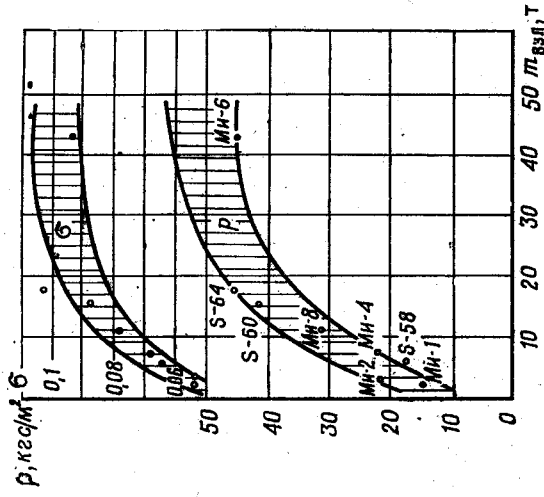


Рис. 19.2. Влияние взлетной массы вертолетов на удельную нагрузку и коэффициент заполнения НВ

ное по формуле (19.7) значение тяги НВ удовлетворяет неравенству $T_p \geq G_{взл}$.

Если же окажется, что $T_p < G_{взл}$, следует проанализировать результаты предыдущего анализа и найти возможность изменения относительной массы конструкции (или диаметра НВ), двигательной установки и т. д. или уменьшения принятого значения статического потолка, если это допускается по условиям боевого применения.

Если для проектируемого вертолета выбран какой-то прототип, то относительные массы различных элементов конструкции не будут оставаться постоянными при увеличении полетной массы по сравнению с прототипом. Действительно, на основании формулы (19.7) увеличение полетной массы возможно за счет увеличения диаметра винта, установленной мощности или за счет увеличения обоих этих факторов. Но масса двигательной установки растет пропорционально мощности $N_{взл}$, а масса вертолета — пропорционально $N_{взл}^{2/3}$. Поэтому вертолет с большей энергооборуженностью будет иметь относительно большую собственную массу (массу пустого) за счет двигательной установки.

Масса несущей системы пропорциональна третьей степени диаметра D , а взлетная масса вертолета при увеличении диаметра НВ увеличится опять-таки пропорционально $D^{2/3}$. Следовательно, относительная масса несущей системы большего вертолета также окажется более высокой. Поскольку масса двигательной установки растет пропорционально первой степени $N_{взл}$, а масса НВ — пропорционально D^3 , следует вывод, что увеличение взлетной массы вертолета необходимо производить главным образом за счет повышения его энергооборуженности. Иными словами, увеличение массы вертолета выгоднее получать при постоянном диаметре НВ, и это объясняет, почему с ростом взлетных масс вертолетов растет удельная нагрузка на ометаемую площадь.

Выбор нагрузки на ометаемую площадь зависит также от массовых качеств конкретных двигателей. Чем легче двигатель по сравнению с прототипом, тем большая нагрузка на площадь окажется выгодной, тем меньше будет диаметр НВ.

Во всех случаях значение минимальной вертикальной скорости на режиме самовращения НВ, определяемое по формуле $V_y \approx 1.7 \sqrt{P}$, не должно превышать значений этой скорости для современных вертолетов, если не приняты специальные меры безопасности.

19.3.3. Определение геометрических и кинематических характеристик НВ

Выбор окружной скорости концевых сечений лопастей НВ

У современных серийных вертолетов окружная скорость концевых сечений лопастей НВ составляет обычно 180—220 м/с. Повышение окружной скорости вызывает уменьшение зоны обрат-

ного обтекания, а также зоны срыва потока в районе азимутов 270—300° на больших скоростях полета. Однако при этом может возникнуть или резко увеличиться зона волнового кризиса на концах лопастей в районе азимутов 70—100°. Поэтому допустимую окружную скорость концевых сечения на азимуте 90° выбирают так, чтобы число M_R концевых сечения не превышало $M_{кр}$ концевых профилей:

$$M_R = \frac{\omega R}{a} (1 + \bar{V}_{\max}) \leq M_{кр}, \quad (19.8)$$

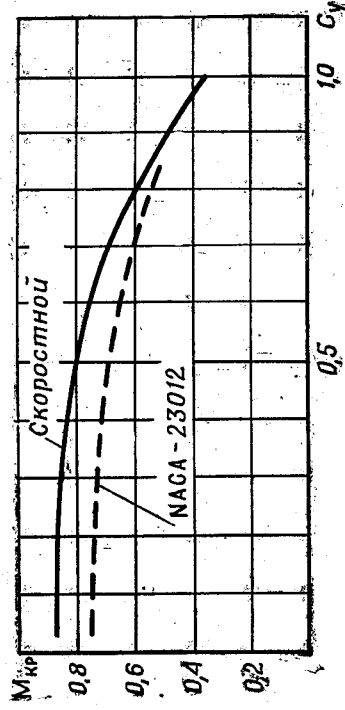


Рис. 19.3. Зависимость $M_{кр}$ от C_y для профилей NASA-230 и скоростного

откуда

$$\omega R \leq M_{кр} a - V_{\max}. \quad (19.9)$$

Изменение знака неравенства (19.9) нежелательно, так как при этом начинает развиваться волновой кризис на концах лопастей в районе азимутов 90°. На рис. 19.3 приведен график изменения $M_{кр}$ в зависимости от C_y для профилей NASA-23012 и скоростного.

Если значение $V_{\max}$ вертолета не превышает 240—280 км/ч, можно ограничиться выполнением лопасти полностью с профилем NASA-230. При больших значениях $V_{\max}$ возникает необходимость установки в концевых сечениях лопастей скоростного профиля, имеющего большие значения $M_{кр}$, но худшие несущие свойства.

Выбор коэффициента заполнения НВ

У современных вертолетных НВ коэффициент заполнения лезвия в пределах 0.04—0.12 (рис. 19.2). Увеличение σ приводит к росту профильного сопротивления (и соответствующих затрат мощности), а также массы НВ. Уменьшение σ приводит к ограничению скоростей полета (и потолка) вертолета из-за концевых срыва потока. При выборе σ стремятся обеспечить работу НВ на

висении в условиях максимального к.п.д. Рассчитав потребное значение коэффициента тяги C_T на высоте статического потолка, найдем

$$C_{T_{\text{внс}}} = \frac{16p}{\Delta C_T (\omega R)^2} \quad (19.10)$$

По графику на рис. 3.19 выбирают расчетную точку (т. е. значение C_T и σ) с достаточно большим значением η . Допустимо некое несовпадение значения числа M_R концевого сечения на висений ($M_R = \frac{\omega R}{a}$) с тем, для которого построен график ($M_R = 0,65$). При выборе σ следует также ориентироваться на значение этой величины у реальных вертолетов (прототипа) аналогичного класса.

Полученное значение σ позволяет найти величину коэффициента C_y в характерном сечении (на радиусе $r=0,7$):

$$C_y = \frac{3C_T}{\sigma} \quad (19.11)$$

и проверить значение $M_{кр}$ (с учетом крутки). С другой стороны, полученное значение C_y не должно превосходить величины $(0,7 \div 0,8) C_{y_{\text{max}}}$ для выбранного профиля лопасти. Для разгрузки НВ на больших скоростях полета у вертолетов с $V_{\text{max}} > 280 \div 300$ км/ч ставится крыло.

Выбрав значение σ , следует установить количество лопастей k , исходя из удлинения лопасти $\lambda = 10 \div 25$:

$$k = \pi \lambda \quad (19.12)$$

Количество лопастей берется, конечно, в целых числах путем подбора величины λ , а затем определяется хорда лопасти b :

$$b = \frac{R}{\lambda} \quad (19.13)$$

§ 19.4. РАСЧЕТ ВЕЛИЧИН МОЩНОСТЕЙ, ПОТРЕБНЫХ ДЛЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА НА РАЗЛИЧНЫХ СКОРОСТЯХ И ВЫСОТАХ

Аэродинамический расчет вертолета по методу мощностей заключается в определении и последующем сравнении потребных и располагаемых мощностей в различных условиях установившегося полета (горизонтального, с набором высоты и т. д.). Располагаемая мощность на различных высотах и скоростях полета определяется по характеристикам выбранной для вертолета двигательной установки.

Для установившегося горизонтального полета вертолета (гл. 9) к несущему винту необходимо подводить мощность $N_{г.п.}$:

$$N_{г.п.} = N_{\text{нд}} + N_{\text{пр}} + N_{\text{дв}} \quad (19.14)$$

19.4.1. Расчет индуктивной мощности

Исходным для расчета индуктивной мощности является выражение, вытекающее из физической сущности образования подъемной силы, уравновешивающей в горизонтальном полете силу тяжести вертолета:

$$N_{\text{нд}} = \frac{Gv_1}{75} \quad (19.15)$$

где v_1 — средняя индуктивная скорость подсасывания

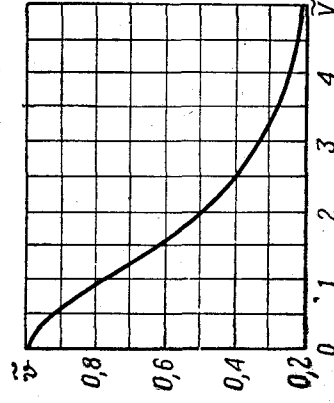


Рис. 19.4. Осредненная зависимость индуктивной скорости v_1 от $\tilde{V} = 1,96 \sqrt{V/C_T}$

Величина средней индуктивной скорости определяется по теории идеального винта с поправками, учитывающими известную не точность допущений, принятых в этой теории.

Таким образом, на висении средняя индуктивная скорость подсасывания

$$v_{1_{\text{внс}}} = \sqrt{\frac{G}{2\rho F \chi}} \quad (19.16)$$

где χ — коэффициент концевых потерь.

При больших скоростях полета вперед величина

$$v_1 = \frac{G}{2\rho F \chi V} \quad (19.17)$$

На переходных режимах от висения и до скорости полета, соответствующей значению $\tilde{V} = \frac{V}{\omega R} \approx 0,15$, величина индуктивной скорости подсасывания v_1 определяется по формуле

$$v_1 = v_{1_{\text{внс}}} v_1 \quad (19.18)$$

где коэффициент $\tilde{v}$ находится по эмпирической зависимости, приведенной на рис. 19.4.

Таким образом, для определения величины $N_{\text{нд}}$ получаются следующие формулы.

Для скоростей, соответствующих $\bar{V} < 0,15$:

$$N_{\text{инд}} = \frac{0,0267}{\bar{V}^{\frac{1}{2}}} G \frac{\bar{p}}{\bar{V}^{\frac{1}{2}}} \bar{v}, \quad (19.19)$$

где величина коэффициента $\bar{v}$ определяется по графику на рис. 19.4 в зависимости от параметра $\bar{V} = 1,96\bar{V}/\sqrt{C_T}$.

Расчетный бланк № 1

$$C_{T0} = \frac{16p}{(\omega R)^2}$$

1	Высота, м	0	1500	3000	4500	6000
2	$\Delta = p/\rho g$					
	$\sqrt{(2)} = \sqrt{\Delta}$					
	$C_{T0} : (3) = C_T$					
	$\sqrt{(4)} = \sqrt{C_T}$					
	$1,96 : (5) = \frac{1,96}{\sqrt{C_T}}$					

Рис. 19.5. Расчетный бланк № 1

Величина коэффициента тяги C_T принимается не зависящей от скорости полета и равной его значению на висении:

$$C_{T_{\text{вис}}} = \frac{16p}{\Delta (\omega R)^2} = \frac{C_{T_0}}{\Delta}. \quad (19.20)$$

Обозначив через A_0 неизменную для данного расчета величину $A_0 = \frac{0,0267}{\bar{V}^{\frac{1}{2}}} G \sqrt{\bar{p}}$, получим для расчета $N_{\text{инд}}$ при $\bar{V} < 0,15$ формулу

$$N_{\text{инд}} = A_0 \bar{v} / \sqrt{\Delta}.$$

Для скоростей, соответствующих $\bar{V} > 0,15$:

$$N_{\text{инд}} = 0,0534 \frac{Gp}{\chi \Delta \bar{V}} = \frac{A_1}{\Delta} \frac{1}{\bar{V}}, \quad (19.21)$$

где $A_1 = 0,0534 \frac{Gp}{\chi}$.

Порядок расчета индуктивной мощности:

1. Определить значения коэффициентов A_0 , A_1 и C_{T_0} .
2. По данным СА заполнить расчетный бланк № 1 (рис. 19.5) и выполнить необходимые расчеты.

3. Дальнейшие расчеты $N_{\text{инд}}$ ведутся в порядке, предусмотренном программой в расчетном бланке № 2 для скоростей полета 0, 30, 60, 90, 120, 150, 180, 210 км/ч и т. д. и для высот полета 0, 1000 м и т. д. (рис. 19.6).

Расчетный бланк № 2

$$A_0 = 0,0267 G \sqrt{\frac{p}{\chi}} =$$

$$A_1 = 0,0534 G \frac{p}{\chi} =$$

1	V, км/ч	0	30	60	90	120	150	180	210	250	300
2	(1): 3,6 = V, м/с										
3	(2): $\omega R = \bar{V}$										
4	$\frac{1,96}{\sqrt{C_T}} (3) = \bar{V}$										
5	По рис. 19.4 → $\bar{v}$										
6	$N_{\text{инд}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} < 0,15$										
7	$A_0 (5)$										
	$A_1 : (2)$										
8	$\frac{1,96}{\sqrt{C_T}} (3) = \bar{V}$										
9	По рис. 19.4 → $\bar{v}$										
10	$A_0 (9)$										
11	$N_{\text{инд}} \frac{1}{\sqrt{\Delta}} > 0,15$										
12	(10) : $\sqrt{\Delta}$										
	(7) : Δ										

Рис. 19.6. Расчетный бланк № 2

19.4.2. Расчет профильной мощности

Исходным выражением для определения профильной мощности является формула

$$N_{\text{пр}} = \frac{M_{\text{пр}\omega}}{75} = \frac{m_{\text{пр}}}{75} F \frac{\rho (\omega R)^3}{2} = \frac{m_{\text{пр}}}{1200} F \Delta (\omega R)^3, \quad (19.22)$$

где $m_{\text{пр}}$ — коэффициент крутящего момента от сил профильного сопротивления лопастей вращению несущего винта.
Для лопастей прямоугольной формы в плане

$$m_{\text{пр}} = \frac{1}{4} C_{xpr} (1 + 5\bar{V}^2) (1 + \Delta m_{\text{сж}}) \sigma. \quad (19.23)$$

Средний по диску винта коэффициент профильного сопротивления C_{xpr} определяется по поляре профиля лопасти в зависи-

мости от среднего по диску коэффициента подъемной силы C_y :

$$C_y = \frac{3C_T}{\sigma(1 + 1,5\bar{V}^2)}, \quad (19.24)$$

где C_T определяется по формуле (19.20). Определив C_y , по полярке профиля найдем значение C_{xcp} и $m_{пр}$, если $\Delta m_{сж} = 0$.

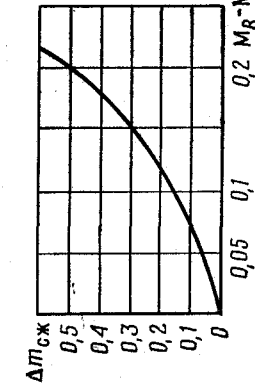


Рис. 19.7. Приращение коэффициента профильной мощности из-за влияния сжимаемости воздуха

Величина прироста коэффициента профильной мощности за счет влияния сжимаемости зависит от характеристики профиля ($M_{кр}$) и углов атаки сечений лопастей (коэффициента C_T). При малых $\bar{V}$ приращение $m_{пр}$ за счет сжимаемости происходит во всех азимутах, если число M концевых сечения лопастей M_{R_0} больше $M_{кр}$ профиля. Обычно, как отмечено, такого положения не должно быть. Однако при полете вперед со скоростями, близкими к максимальным, концевые сечения лопастей в районе азимутов 90° могут попадать в условия волнового кризиса. Прирост $\Delta m_{сж}$ на больших $\bar{V}$ и высотах непосредственно зависит от соотношения между числом M_R концевого сечения лопастей в азимуте 90° :

$$M_R = \frac{\omega R}{a} (1 + \bar{V}) = M_{R_0} + \Delta M_{пол} \quad (19.25)$$

и критическим числом M профиля сечения $M_{кр}$. Когда $M_R \leq M_{кр}$, влияние сжимаемости на $m_{кр}$ практически отсутствует и $\Delta m_{сж} = 0$. По мере увеличения M_R сверх $M_{кр}$ величина $\Delta m_{сж}$ прогрессивно увеличивается.

Для приближенных расчетов величина $\Delta m_{сж}$ в зависимости от превышения M_R над $M_{кр}$ профиля определяется по графику на рис. 19.7.

После определения $m_{пр}$ по формуле (19.23) для различных скоростей полета определяются значения профильной мощности на данной высоте. Расчеты $N_{пр}$ выполняются и для других необходимых высот.

Итоговая формула для определения профильной мощности имеет вид:

$$N_{пр} = B m_{пр} \Delta, \quad (19.26)$$

где

$$B = \frac{F(\omega R)^3}{1200}. \quad (19.27)$$

Порядок расчета профильной мощности:

1. По характеристикам профилей, приведенным в гл. 2, построить для своего профиля полярки при разных числах M (от 0,3 до 0,9).

Расчетный бланк № 3

$$B = \frac{F(\omega R)^3}{1200} = \frac{3}{\sigma} =$$

1	$V, \text{ км/ч}$	0	30	60	90	120	150	180	210	250	300
2	$(1): 3,5 = V_{M/c}$	0									
3	$(2): \omega R = \bar{V}$	0									
4	$(3)^2 = \bar{V}^2$	0									
5	$[1 + 5 \cdot (4)]: 4$	0,25									
6	$1 + 1,5 \cdot (4)$	1									
	$H = 0$	$\alpha =$	$C_{y0} = \frac{3}{\sigma} C_T =$	$M_{R0} = \frac{\omega R}{a} =$	$G_{хрср} =$						
7	$C_{y0} : (6) = C_{y7}$										
8	$(2) : \alpha = M_{пол}$										
9	$M_{R0} + (8) = M_R$										
10	По рис. 4 $\rightarrow M_{кр}$										
11	$(9) - (10) > 0$										
12	По рис. 9 $\rightarrow \Delta m_{сж}$										
13	$1 + (12)$										
14	$G_{хрср} (5) \cdot (13) = m_{пр}$										
15	$B (14) = N_{пр}$										

Рис. 19.8. Расчетный бланк № 3

2. Определить значение коэффициента B по формуле (19.27).

3. Дальнейшие расчеты выполняются в порядке, предусмотренном расчетным бланком № 3 (рис. 19.8). Для упрощения расчетов величина $C_{хрср}$ может определяться при работе NB на месте и по полярке, соответствующей M_{R_0} .

19.4.3. Расчет мощности движения

Исходным выражением для определения мощности движения является формула

$$N_{дв} = \frac{X_{вр} V}{75} = \frac{1,28}{75} \sigma_{вр} \frac{\rho V^3}{2} = \frac{\bar{C}_x F}{1200} \Delta V^3, \quad (19.28)$$

где величина коэффициента лобового сопротивления $\bar{C}_x$ определяется в соответствии с рекомендациями гл. 5.

Обозначив через C постоянную величину $\left(C = \frac{\bar{C}_x F}{1200}\right)$, получим итоговую расчетную формулу

$$N_{дв} = C \Delta V^3. \quad (19.29)$$

Порядок расчета мощности движения по формуле (19.29) не сложен, и нет необходимости раскрывать его подробно.

Когда найдены все составляющие мощности $N_{г.п}$, остается лишь просуммировать их и получить значения $N_{г.п}$ на различных высотах в зависимости от истинной скорости полета.

§ 19.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТОЛЕТА

19.5.1. Построение и анализ кривых Н. Е. Жуковского. Определение диапазона скоростей полета

Определение основных летно-тактических характеристик вертолета выполняется по методу Н. Е. Жуковского. Для этого в координатах мощность — скорость полета (N, V) строятся графические зависимости потребной $N_{г.п}$ и располагаемой N_p мощностей от скорости горизонтального полета на различных высотах, как это описано в гл. 9. Эти зависимости показаны на рис. 19.9.

Располагаемая для несущего винта мощность N_p условно принята неизменной по скорости полета и определяется мощностью двигателя по установке $N_{вэл}$ на данной высоте и коэффициентом использования мощности ξ_m . Основные летно-тактические характеристики (за исключением $H_{ст}$) определяются из условия работы двигателей на номинальном режиме:

$$N_{гном} = N_{еном} \xi_m,$$

где $N_{еном}$ — мощность двигательной установки на номинальном режиме.

Зависимости, показанные на рис. 19.9, позволяют определить теоретический диапазон скоростей горизонтального полета на различных высотах, т. е. V_{max} и V_{min} , значения $V_{эк}$ и т. д. Точка касания a_0 определяет экономическую скорость горизонтального полета у земли. Точки a_1 и a_2 определяют истинные граничные скорости

рости I и II режимов полета ($V_{эк}$ и $V_{ст}$) соответственно, на высотах H_1 и H_2 . Точки b_0 , b_1 и b_2 определяют (на рис. 19.9) значения истинных расчетных максимальных скоростей горизонтального полета на высотах H_0 , H_1 и H_2 .

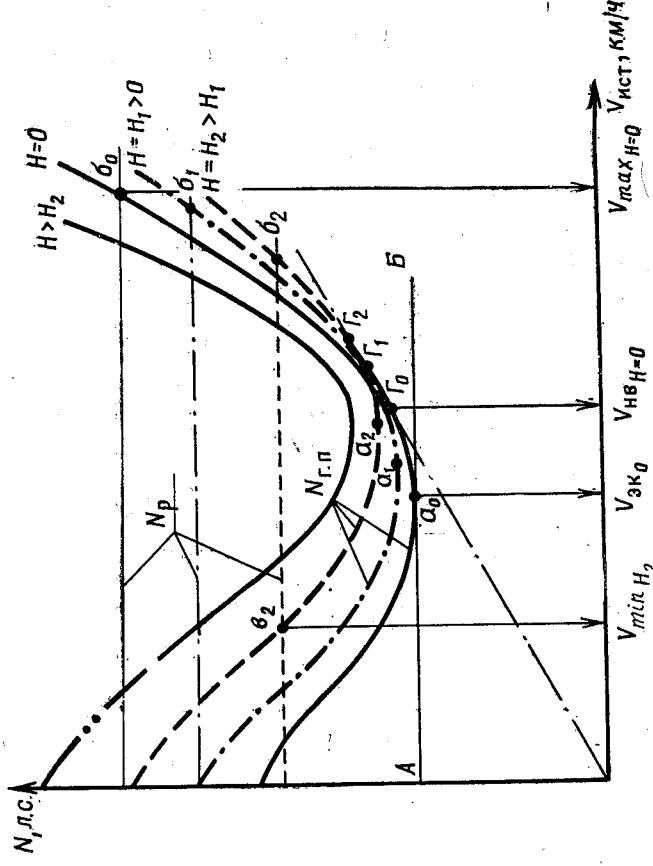


Рис. 19.9. Вид расчетных кривых Н. Е. Жуковского

Минимальная скорость горизонтального полета вертолета на данной высоте равна нулю (при $H \leq H_{ст}$) или определяется точкой пересечения зависимости потребной и располагаемой мощностей для этой высоты на скорости, меньшей $V_{эк}$. Согласно рис. 19.9 рассматриваемый вертолет может выполнять висение на высотах от земли до H_1 (м). Высота H_1 является статическим потолком вертолета, а на высоте H_2 минимальная расчетная скорость V_{min_2} определяется точкой b_2 .

Легче важно знать величины характерных скоростей полета по прибору. Значения истинных скоростей полета на различных высотах пересчитываются в значения приборных по формуле

$$V_{прН} = V_{истН} \sqrt{\Delta H}, \quad (19.30)$$

где $V_{истН}$ — истинная скорость полета на высоте H ; $V_{прН}$ — приборная скорость полета на высоте H ; $\Delta H = r_H / r_0$ — отношение плотности воздуха на высоте H к плотности воздуха у земли в стандартных атмосферных условиях.

19.5.2. Расчет ограничений максимальной скорости полета по срыву потока

У несущего винта с ГШ наибольшие углы атаки сечений лопастей вследствие их махового движения расположены в концевой части лопасти в азимутах $270-300^\circ$ (гл. 4).

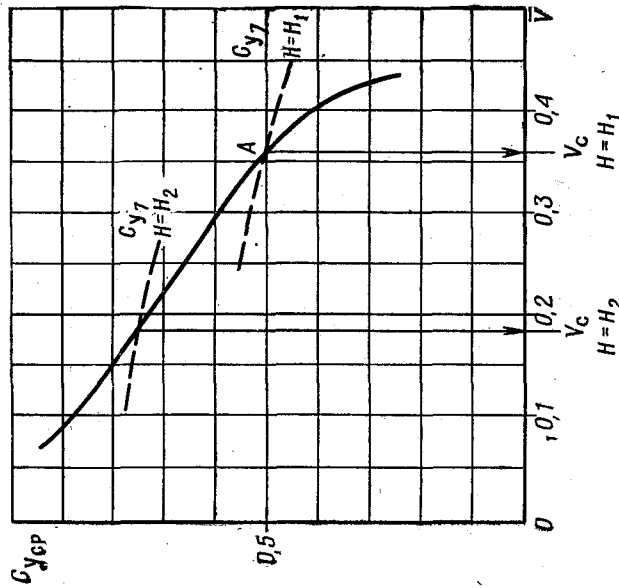


Рис. 19.10. К определению ограничений по срыву потока

Граница допустимых режимов полета по условиям срыва потока в этих азимутах определяется:

- коэффициентом тяги несущего винта C_T , характеризующим средний уровень углов атаки сечений лопастей;
- характеристикой режима работы несущего винта μ , определяющей степень неравномерности распределения углов атаки сечений лопастей по диску винта;
- углом атаки НВ, определяющим характер распределения углов атаки сечений, а также срывными характеристиками профиля лопасти и ее формы.

Граничным режимом считается такой режим, при котором средний по лопасти коэффициент подъемной силы в азимуте 270° становится примерно равным максимальному значению коэффициента подъемной силы профиля в данных условиях: $C_{у срыва} \approx C_{у макс}$.

Из выражений

$$C_T = 16\pi(\omega R^2) V \bar{\Delta} \quad \text{и} \quad \mu \approx \bar{V} = V/\omega R \quad (19.31)$$

видно, что при уменьшении оборотов (т. е. ωR), увеличении скорости и высоты полета значения коэффициентов C_T и μ возрастают, что приближает условия работы НВ к срывным. Следовательно, на каждой высоте полета имеется определенная скорость, начиная с которой появляется срыв потока в азимутах $270-300^\circ$, все более развивающийся по мере дальнейшего увеличения скорости.

Далее излагается наиболее простой из приближенных методов определения границы срывных режимов. Этот метод использует осредненную зависимость C_y , соответствующую началу развития срыва, от относительной скорости полета (рис. 19.10). Зная величины C_y в зависимости от высоты и скорости полета из расчетов $N_{инд}$ (рис. 19.8), можно нанести величины коэффициента подъемной силы в характерном сечении на график (рис. 19.10) в виде зависимости $C_y = f(\bar{V})$, как это показано штриховой линией. Точка пересечения этой линии с зависимостью $C_{у ср} = f(\bar{V})$ — точка А — определяет значение $\bar{V}_c$, соответствующее началу срыва потока на данной высоте полета. По найденному значению $\bar{V}_c$ определяется значение ограничения скорости полета V_c по срыву потока:

$$V_c = \bar{V}_c \omega R. \quad (19.32)$$

19.5.3. Расчет скороподъемности вертолета

Вертикальная скорость при подъеме вертолета зависит от расходуемого избытка мощности, преобразуемого с помощью несущего винта в набор высоты (потенциальной энергии), и определяется по формуле

$$V_y = 75 \eta_{п} \frac{N_p - N_{г. п}}{G}, \quad (19.33)$$

где N_p и $N_{г. п}$ — соответственно располагаемая и потребляемая мощность для горизонтального полета на данной высоте и скорости; $\eta_{п} \approx 0,95$ — пропульсивный КПД несущего винта. На больших высотах полета, где в режиме набора наблюдаются срывные явления, величина $\eta_{п}$ уменьшается до $0,9-0,85$; G — сила тяжести вертолета.

Необходимо определять значения V_y при вертикальном наборе высоты и максимальные значения вертикальной скорости $V_{у макс}$ при наборе высоты по наклонной траектории.

При вертикальном наборе значения V_y определяются для взлетного режима работы двигательной установки, при наборе

по наклонной траектории — для взлетного и номинального режимов.

Полученные значения V_y дают возможность рассчитать время набора высоты вертолетом. Для каждого участка высоты величиной $\Delta H = 1000$ (500) м определяется среднее значение вертикальной скорости:

$$V_{ycp} = \frac{V_{y_0} + V_{y_1}}{2}.$$

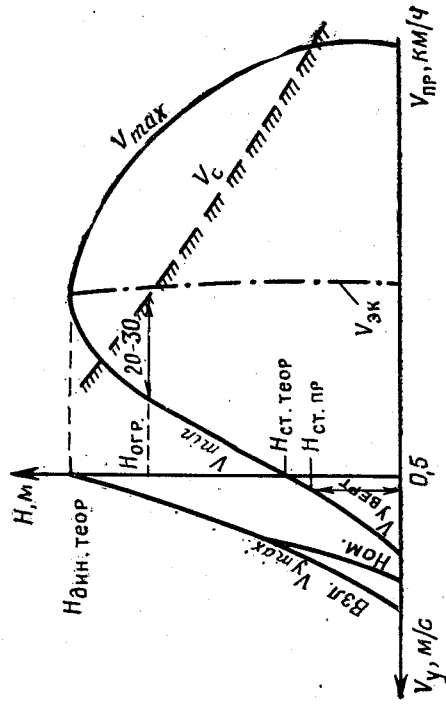


Рис. 19.11. График летно-тактических данных вертолета

После этого определяется время набора каждого i -го участка;

$$\Delta t_i = \frac{\Delta H}{60V_{ycp}}$$

Суммирование Δt_i дает возможность определить время набора i -й высоты $t_{\text{наб}i} = \sum \Delta t_i$ и построить барограмму подъема.

По данным расчетов строится объединенный график ленто-
тактических данных вертолета, показанный на рис. 19.11, где на-
носятся зависимости от высоты полета $V_{\max}$, $V_{\min}$, $V_{\text{эк}}$, V_c ,
 $V_{\text{верт}}$, $V_{\text{упр}}$.

На этом же графике указываются значения:

— практического статического потолка, соответствующего высоте, где $V_{\text{уверст}} \approx 0,5$ м/с;

— динамического потолка, соответствующего максимальной допустимой высоте установившегося горизонтального полета ($H_{\text{отп}}$), где диапазон скоростей составляет 20—30 км/ч.

Далее в соответствии с методикой, изложенной в гл. 17, определяются режимы $V_{L_{\text{пар}}}$, а также дальность и продолжительность полета вертолета на различных высотах. Расчетом дальности

и продолжительности полета заканчивается определение основных летно-тактических характеристик вертолета.

Таковы основные принципы аэродинамического расчета вертолета по методу мощностей. Для более глубокого изучения вопроса следует воспользоваться литературой, приведенной в списке литературы.

Полученные значения летных данных могут не во всем удовлетворять тактико-техническим требованиям. В этих случаях производится уточнение расчетов в соответствующих разделах, а иногда и обобщенное изменение основных характеристик вертолета (относительных масс) с последующим пересчетом всех летно-тактических характеристик.

Выполнение аэродинамического расчета наглядно показывает, каким сложным творческим процессом является создание вертолета, и требует использования знаний аэродинамики и динамики полета для нахождения оптимальных решений, наиболее полно удовлетворяющих предназначению вертолета и тактико-техническому заданию.

ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ

§ 20.1. ПОЛЕТ ПО ПРИБОРАМ

Умение пилотировать вертолет по приборам является необходимым условием и критерием подготовленности летчика к выполнению боевой задачи. Пилотирование по приборам летчик осуществляет всякий раз, когда не может определить пространственное положение вертолета по линии естественного горизонта, на земле или небесным светилам. Это не значит, что летчик в визуальном полете не пользуется приборами для определения пространственного положения вертолета или контроля параметров полета. Но при полете по приборам летчик определяет пространственное положение вертолета и задает режим его полета исключительно по показаниям приборов: авиагоризонта, указателя скорости и высоты, указателя поворота, вариометра и компаса.

Объем пилотажных приборов, установленных в кабинах современных вертолетов, обеспечивает выполнение полетов днем и ночью в простых и сложных метеословиях и позволяет осуществлять заход на посадку с использованием наземных радиотехнических средств.

Пилотажные приборы по своему назначению, принципу работы и характеру индикации делятся на основные и дублирующие. К основным относятся авиагоризонт, указатель высоты, указатель скорости, компас, к дублирующим — указатель поворота и скольжения, вариометр, доплеровский указатель путевой скорости ДИСС (вспомогательный прибор, позволяющий определять путевую скорость и угол сноса).

Авиагоризонт является основным прибором, по которому летчик судит о пространственном положении вертолета, поэтому авиагоризонт должен быть надежным в работе и иметь сигнализацию об отказе. Дублирующие приборы служат как для контроля правильности работы основных приборов, так и для кратковременного полета вне видимости горизонта при отказе основных приборов.

При полете по приборам летчик должен постоянно знать пространственное положение вертолета, что достигается непрерывным слежением за приборами, и в первую очередь за авиагоризонтом. В отличие от самолета вертолет при изменении мощности двигателей подвержен разбалансировке по всем осям. При умень-

шении общего шага НВ вертолет имеет тенденцию к переходу в пикирование с одновременным разворотом и креном влево, при увеличении — наоборот. Это усложняет поддержание заданного пространственного положения вертолета при изменении режима работы двигателей. При переводе вертолета в режим снижения или набора высоты при постоянном общем шаге снижением одной лишь ручки циклического шага показаний авиагоризонта вертолета будут аналогичны показаниям авиагоризонта самолета: линия искусственного горизонта выше силуэта на снижении и ниже в наборе высоты. При переходе с режима горизонтального полета на снижение или набор высоты с изменением мощности двигателей показания авиагоризонта практически не меняются. Все эти особенности делают полет по приборам сложным и утомительным.

При полете по приборам распределение внимания летчика на считывание их показаний не может быть произвольным. Главное и постоянное внимание уделяется авиагоризонту. При неизменном показании авиагоризонта режим полета по скорости, высоте и направлению не должен изменяться. Однако летчику трудно, а в болтанку и невозможно точно поддерживать режим полета, и показания авиагоризонта постоянно изменяются. В этом случае вертолет в пространстве меняет свое положение, переходит в набор или снижение и разворот. Вариометр и ЭУП сразу же реагируют на эволюции вертолета и показывают летчику величину и направление перемещения (отклонения) вертолета. Если летчик своевременно не реагирует на эти сигналы, высота, скорость и курс вертолета изменятся.

Летчик должен стремиться поддерживать заданный режим полета с минимальными отклонениями от него по крену, тангажу и скорости полета. Для этого он должен, постоянно воздействуя рычагами управления, поддерживать вертолет без крена и с балансирующим углом тангажа, а при эволюциях — удерживать желаемый крен, тангаж и скорость полета. Движения рычагами управления должны быть плавными и незначительными по величине. Размашистые, резкие движения рычагами управления приводят к разбалтыванию вертолета и усложняют поддержание режима полета.

При полете по приборам для всех вертолетов вводится ограничение по величине разрешенного крена.

Не рекомендуется развороты и виражи выполнять с креном более 15° , а также выходить в полете на скорости менее 100 км/ч. Это объясняется тем, что полет за пределами рекомендованных ограничений требует повышенного внимания и может повлечь падение вертолета в сложное и опасное положение, справиться с которым не всегда просто.

Навыки в полетах по приборам достигаются систематическими тренировками на тренажерах и в реальных полетах под штурманом и в облаках.

§ 20.2. ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТОВ В ГОРАХ

Современные вертолеты способны совершать посадки и выполнять взлеты с грузом на площадках, расположенных на высоте до 3000—4000 м над уровнем моря. Эксплуатация вертолетов в горах имеет следующие особенности, влияющие как на успешное выполнение задания, так и на безопасность полетов:

- разница в высотах между площадкой взлета и посадки и связанное с этим изменение летно-технических характеристик вертолета;
- отсутствие сведений у летчика о направлении и скорости ветра, температуре, плотности грунта и величине уклонов на площадке посадки;
- быстрая смена погодных условий;
- трудность ведения ориентировки при полетах в ущельях и др.

С увеличением высоты полета растет $N_{г.л}$ и уменьшается N_p (гл. 9), поэтому взлет и посадка вертолетов на высокогорных площадках происходят на предельных значениях мощности двигателей, т. е. без достаточных запасов по тяге несущего винта.

Одной из особенностей в поведении вертолета при взлетах и посадках в условиях высокогорья и при выполнении маневров у земли на режимах висения является увеличение расходов путевого управления для балансировки вертолета на этих режимах. Чем выше высота площадки и выше высота висения над ней, тем больше расход правой педали, необходимый для парирования реактивного момента. Это объясняется следующими причинами:

- ростом потребной мощности для висения и как следствие, увеличением крутящего момента несущего винта;
- ростом потребной мощности для рулевого винта;
- уменьшением эффективности рулевого винта: за счет волновых потерь и срывных явлений к.п.д. РВ уменьшается.

Все это требует увеличения углов установки лопастей рулевого винта. Запас хода педали уменьшается — педаль приближается к упору.

Одной из особенностей полетов на больших высотах является ухудшение маневренных характеристик вертолета, что особенно заметно проявляется при выполнении разгонов и торможений. Это объясняется тем, что при полетах на больших высотах резко уменьшается запас мощности (разница между располагаемой и потребной мощностями) для создания махового движения лопастей при увеличении высоты уменьшаются маховое движение лопастей несущего винта при отклонении автомата перекоса ручной циклического шага. Ухудшение скоростных маневренных характеристик происходит также за счет разницы между приборной и истинной скоростями полета ($V_{ист} = V_{пр}/\sqrt{\Delta}$), вследствие чего кинетическая энергия вертолета возрастает на величину $1/\Delta$ по сравнению с кинетической энергией вертолета, имеющего ту же приборную скорость, но летящего у земли.

Все эти факторы приводят к тому, что вертолет «вяло» разгоняется и тормозится. Взлетные и посадочные дистанции растут. Эти особенности необходимо учитывать при выполнении расчетов на посадку на ограниченные площадки и при определении дистанции взлета в направлении препятствий. График зависимости по-

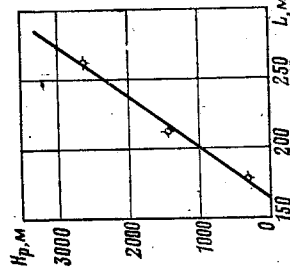


Рис. 20.1. Изменение посадочной дистанции от высоты площадки при посадке по-вертолетному

садочной дистанции от высоты площадки при посадке по-вертолетному показан на рис. 20.1.

§ 20.3. ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

Система внешней подвески вертолета значительно расширяет его транспортные возможности, позволяя перевозить крупногабаритные грузы, транспортировать их в места, где невозможно произвести посадку. Кроме того, она дает возможность выполнять монтажные работы, производить прокладку линий связи и электропередачи, нефтепроводов и другие работы.

Наличие внешней подвески изменяет летные характеристики вертолета и вносит особенности в способы его пилотирования. Основные уравнения балансировки вертолета с грузом на внешней подвеске в установившемся горизонтальном полете имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} T_y &= G_b + G_{гр}; \\ T_x &= X_{вп} + X_{гр}; \\ M_z &= M_{zb} + \Delta M_{z,гр} = 0, \end{aligned} \right\} \quad (20.1)$$

где G_b , $G_{гр}$, $X_{вп}$, $X_{гр}$ — силы тяжести и сопротивления вертолета и груза; M_{zb} и $\Delta M_{z,гр}$ — продольные моменты вертолета и груза.

Сила сопротивления груза в поступательном полете создает дополнительный момент (рис. 20.2)

$$\Delta M_{z,гр} = X_{гр} h_{гр} = (\vec{G}_{гр} + \vec{X}_{гр}) a_{гр}, \quad (20.2)$$

где $h_{гр}$ — расстояние от центра тяжести вертолета до центрального узла внешней подвески. Этот момент вызывает изменение угла тангажа вертолета. Кроме того, при разгонах и торможениях

возникают продольные колебания груза относительно центрального узла подвески груза (точки А на рис. 20.2), что приводит к изменению величины дополнительного момента $\Delta M_{z_{гр}}$ за счет

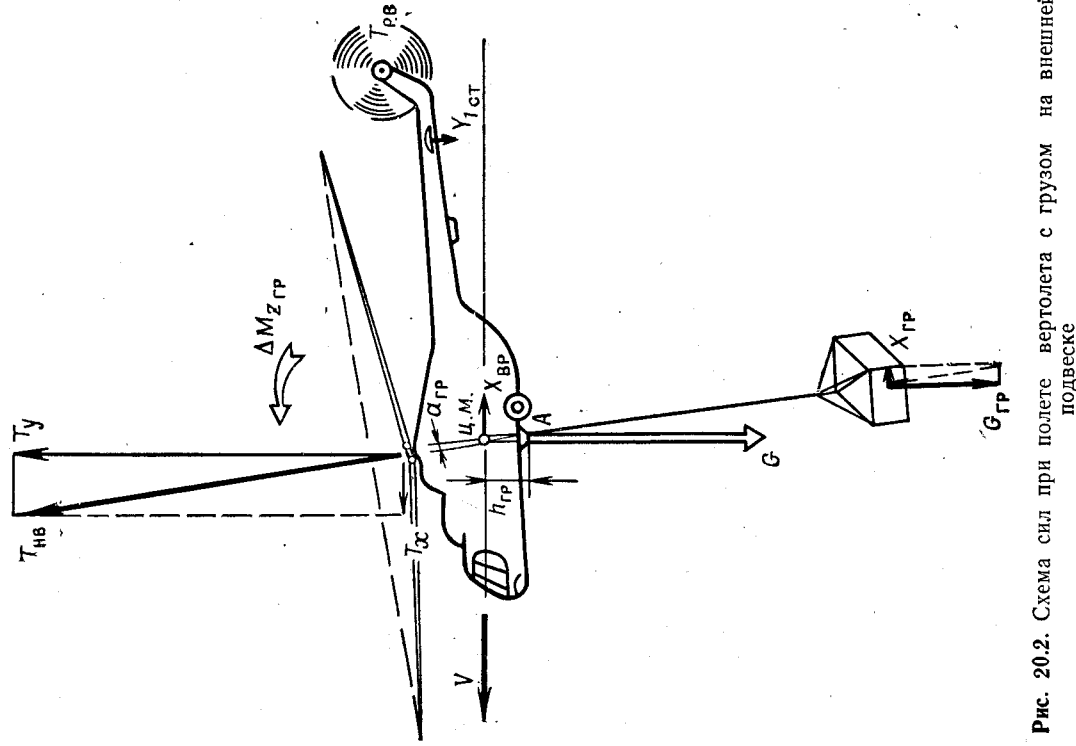


Рис. 20.2. Схема сил при полете вертолета с грузом на внешней подвеске

влияния инерционной силы. Дополнительный продольный момент постоянно изменяет продольную балансировку вертолета и увеличивает потребные отклонения ручки циклического шага в продольном отношении.

Вращение груза и его продольная и поперечная раскачка за-

трудняют пилотирование. Для удержания заданного режима полета летчику необходимо постоянно вмешиваться в управление вертолетом. Наиболее опасной формой колебаний груза является боковая его раскачка, которая в зависимости от формы груза может носить незатухающий характер с большой амплитудой колебаний, что значительно усложняет поддержание режима полета. Поэтому для каждого вида груза в зависимости от его формы и размеров существует своя скорость транспортировки, которая указывается в дополнении к Инструкции экипажу по транспортировке конкретного груза (труб, ящиков, ферм и пр.). При полетах с грузом на внешней подвеске грузоподъемность вертолета уменьшается из-за невозможности зависания в зоне влияния земли. Кроме того, увеличиваются километровой и часовой расходы топлива, а дальность и продолжительность полета уменьшаются.

Наибольшую сложность при полетах с грузом на внешней подвеске составляет процесс отделения груза от земли на взлете. От летчика требуется точное зависание над грузом и отделение от земли без смещения. Смещение груза до его отделения (волочение по земле) создает дополнительные моменты, кренение вертолета или изменение тангажа и самопроизвольное перемещение, что недопустимо до отделения груза от земли. В этом случае летчик обязан произвести немедленную отцепку груза. Перевод вертолета с режима висения в разгон производится только в том случае, когда поведение вертолета устойчиво, а высота груза от земли достигла величины, при которой исключается возможность касания грузом земли при разгоне. Разгон должен быть плавным, с минимальной «просадкой» вертолета. Энергичный перевод в разгон может привести к значительной «просадке» вертолета и касанию грузом земли. Торможение вертолета перед зависанием должно быть медленным, что позволяет избежать раскачки груза и упрощает выход в точку его укладки. Укладка груза на землю производится после устойчивого зависания вертолета над заданной точкой путем медленного вертикального снижения без продольных и боковых смещений. В связи с тем что грузоподъемность вертолета при работе с грузом на внешней подвеске уменьшается, подцепку, подъем и укладку груза следует производить при висении строго против ветра. Перемещения органов управления, особенно рычага «шаг-газ», должны быть плавными и незначительными по величине. Особое внимание необходимо уделить запасу правой педали в момент отделения груза и оборотам несущего винта.

Перетяжение винта и падение оборотов в сочетании с выходом педали на упор может привести к «просадке» вертолета с одновременным разворотом его влево. В этом случае груз должен быть немедленно сброшен. В связи с особенностями в поведении вертолета и его пилотировании к полетам на вертолете с грузом на внешней подвеске допускаются летчики, в совершенстве овладевшие техникой пилотирования.

§ 20.4. ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТОВ СТРОЕМ

Основой успешного выполнения полета в строю или боевом порядке является групповая слетанность ведущего и ведомого в паре. Под групповой слетанностью понимается не только умение ведомого хорошо сохранять свое место в строю, но и умение ведущего обеспечить ведомому необходимые условия для этого.

20.4.1. Особенности выдерживания параметров строя в прямолинейном полете и при маневрировании

При выдерживании заданного строя (боевого порядка) даже в условиях спокойной атмосферы и в установившемся полете наблюдаются постоянные колебания вертолета ведомого относительно ведущего. Как бы точно и тщательно ни подбирался режим полета и режим работы двигателей, идеальное их совпадение у ведомого с ведущим может быть лишь кратковременным. В следующее мгновение могут начать изменяться и дистанция, и интервал. Если летчик не будет вмешиваться в этот процесс, параметры строя нарушатся. Для сохранения заданной дистанции ведомый почти непрерывно перемещает рычаги управления, выполняя небольшие разгон или торможение. При этом могут изменяться тангаж, крен и угол скольжения одновременно или в различных сочетаниях между собой, возможны набор высоты или снижение.

Характеристики разгона и торможения в горизонтальном полете в зависимости от скорости и высоты полета значительно изменяются. Кроме того, они зависят от величины и темпа перемещения рычага общего шага НВ. Следовательно, при изменении дистанции на одну и ту же величину на различных скоростях и высотах полета время, потребное для восстановления заданной дистанции, будет различным. Из анализа разгонных и тормозных характеристик, приведенных на рис. 20.3, видно, что на больших скоростях труднее догнать вертолет ведущего и легче отстать. На малых скоростях легко догнать вертолет ведущего, но отставание выполнить более сложно и небезопасно, особенно если ведущий выполняет полет на минимально допустимой скорости. В этом случае ведомый вынужден уменьшить скорость менее допустимой, что ведет к выходу его на критический режим полета. Приведенные примеры показывают, что для ведомого необходим резерв по мощности (продольной перегрузке) для сохранения своего места в строю и что при полете группой ведущий должен использовать не весь эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета, оставляя запас по скорости и высоте для ведомого.

Зрительную связь между двумя вертолетами принято называть парной связью. Чем больше в том или ином строю парных связей, тем сложнее держать заданный строй (боевой порядок). При этом дополнительно сокращается диапазон скоростей и высот

полета группы, чтобы обеспечить необходимый запас мощности и скорости внешнему ведомому, находящемуся в наиболее сложных условиях по выдерживанию заданного места в строю. Кроме того, перечисленные факторы сказываются и на других маневренных характеристиках групп: уменьшаются скороподъемность и

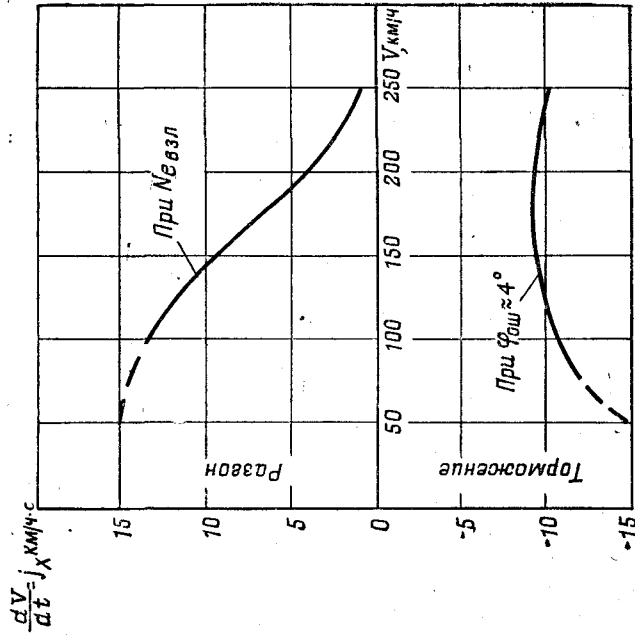


Рис. 20.3. Разгонные и тормозные характеристики вертолета на малых высотах

величина максимально допустимой перегрузки для ведущего (максимально допустимого крена), сокращаются максимальная дальность (радиус действия) и продолжительность полета группы.

Развороты и виражи парой (звеном) могут выполняться двумя способами (рис. 20.4): в одной плоскости и на одной высоте.

При вводе в разворот в одной плоскости ведомые стремятся сохранить заданные интервал, дистанцию и превышение относительно ведущего, при этом внешний ведомый вынужден несколько увеличить высоту полета на вираже, а внутренний — уменьшить, сохраняя как бы плоскость крена с ведущим.

На рис. 20.5 показана номограмма для определения величины потребного крена и потребной скорости внешних и внутренних ведомых при развороте в одной плоскости на различных интервалах. Так, например, при увеличении крена ведущего до 30° на $V_{\text{пр}} = 180$ км/ч (с сохранением скорости полета) внешние ведомые в звене с интервалами 50 м между вертолетами (всего четыре

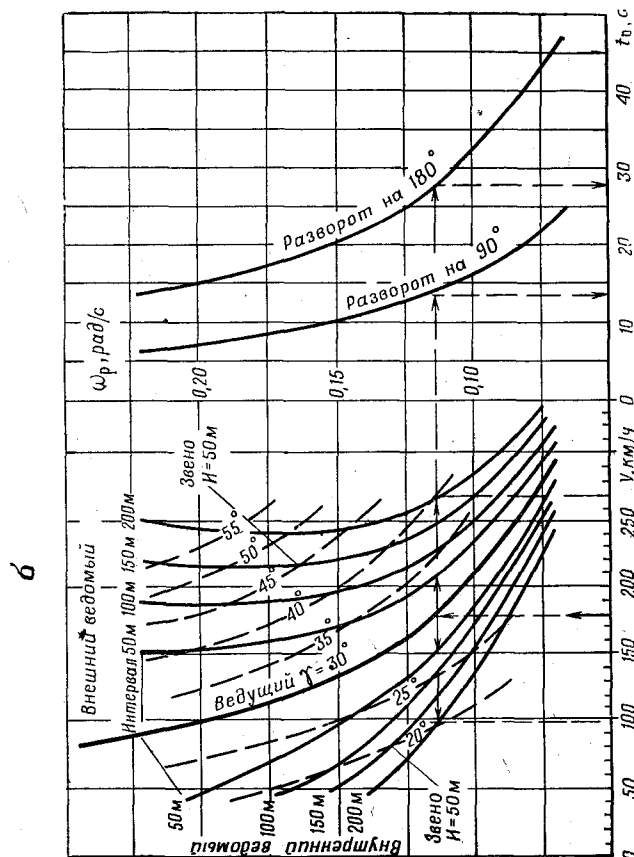
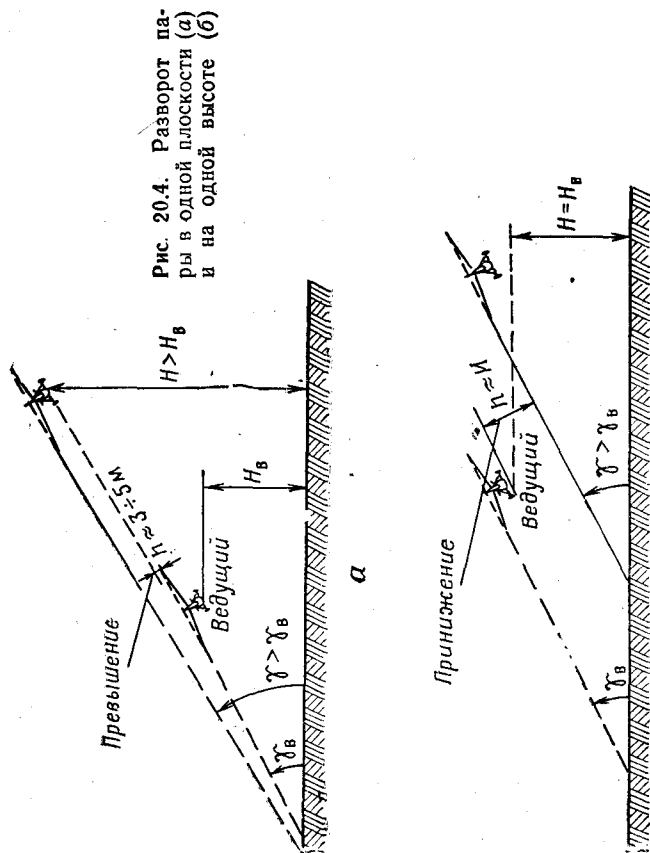


Рис. 20.5. Номограмма для определения потребных значений крена, скорости и времени разворота у внешних и внутренних ведомых при сохранении ими данных интервалов и дистанций

вертолета) должны одновременно с набором высоты в процессе ввода увеличить крен 33, 36 и 38° и скорость соответственно 210, 230 и 250 км/ч. Из этого примера видно, что строй звена вертолетов нарушается при вводе, если ведущий создает крен за 2—3 с. В этом темпе внешний ведомый не сможет увеличить скорость полета и набрать высоту порядка 100 м. При выполнении же разворота на одной высоте внешний ведомый может удержаться в строю, если крен будет создаваться не быстрее 10°/с. Звено, перестроенное из пеленга в клин, также может выполнить вираж с креном 30° на этой же скорости. Приведенный пример показывает, как важно ведущему учесть эти особенности и правильно выбрать параметры строя, не допуская резких вводов в разворот и в другие фигуры пилотажа.

Выбор оптимального строя (боевого порядка) при достаточно высокой групповой слетанности позволяет значительно сократить необходимый резерв по скорости и высоте и расширить диапазон действий звена до диапазона пары.

20.4.2. Наиболее характерные ошибки и особые явления при полете строем

При выдерживании своего места в строю летчик часто допускает ошибку — полет со скольжением (либо носом на ведущего, либо носом от ведущего). Некоторые летчики даже не замечают этой ошибки (непараллельности фюзеляжей) и привыкают к такому выдерживанию строя почти с постоянным углом скольжения. Полет со скольжением требует несколько большей мощности, чем без скольжения. Следовательно, в этом случае больше будет расход топлива и дополнительно сокращаются дальность и продолжительность полета. Но особенно опасна эта ошибка при выдерживании боевого порядка в сомкнутом строю при действиях, например, по наземным целям. В процессе выполнения атаки и прицеливания ведомого вертолета летчик будет незаметно для себя выводить вертолет из скольжения.

Образовавшийся избыток тяги НВ (мощности) создает дополнительное ускорение, возможно и боковое смещение, если из скольжения вертолет выводить одними педалями, что угрожает безопасности группового полета.

Не менее опасна и такая ошибка летчика, как выполнение перестроения на сокращенной дистанции с малым принижением относительно ведущего. В этом случае увеличивается вероятность попадания несущего винта вертолета ведомого в вихревой след от ведущего. С левой и правой стороны от НВ с азимутов примерно 63 и 287° сходят своеобразные (несколько отличающиеся от самолетных) вихревые жгуты, которые возбуждают (индуцируют) в окружающем воздушном пространстве индуктивные скорости. Левый жгут (от наступающих лопастей) опускается за вертолетом примерно в два раза быстрее, чем правый. Поэтому вихревой след всегда наклонен относительно плоскости вращения

НВ влево. Попасть в правый вихревой жгут можно, если на дистанции примерно 100 м выполнять перестроение с малым снижением, когда колеса вертолета ведущего «касаются» горизон-та (рис. 20.6). В левый вихревой жгут на этой же дистанции можно попасть, если выполнять перестроение из левого пеленга в правый с принижением 5—10 м.

Вертолет ведомого при вхождении в правый вихревой жгут, как показано на рис. 20.6, стремится наклониться вправо (с уг-ловой скоростью примерно $3-5^\circ/\text{с}$) с одновременным разворотом влево (носом на ведущего). Появляющееся при этом скольжение в ведет к отставанию вертолета со емщением. При попадании в ось жгута центральной частью НВ возможно появление крена влево. Накрещение влево с разворотом носа на ведущего с оста-ванием и смещением наблюдается при попадании в левый жгут вихревого следа. Одновременное попадание в оба жгута выража-ется в виде резкого броска вниз аналогично попаданию в нисхо-дящий поток.

Следовательно, при перестроениях, чтобы избежать попадания в вихревой след и чтобы его влияние было сведено к минимуму, необходимо держать превышение относительно ведущего 5—10 м. При этом надо следить за ведущим, не допуская закрытия его нижним обрезом фонаря кабины (приборной доской и т. п.).

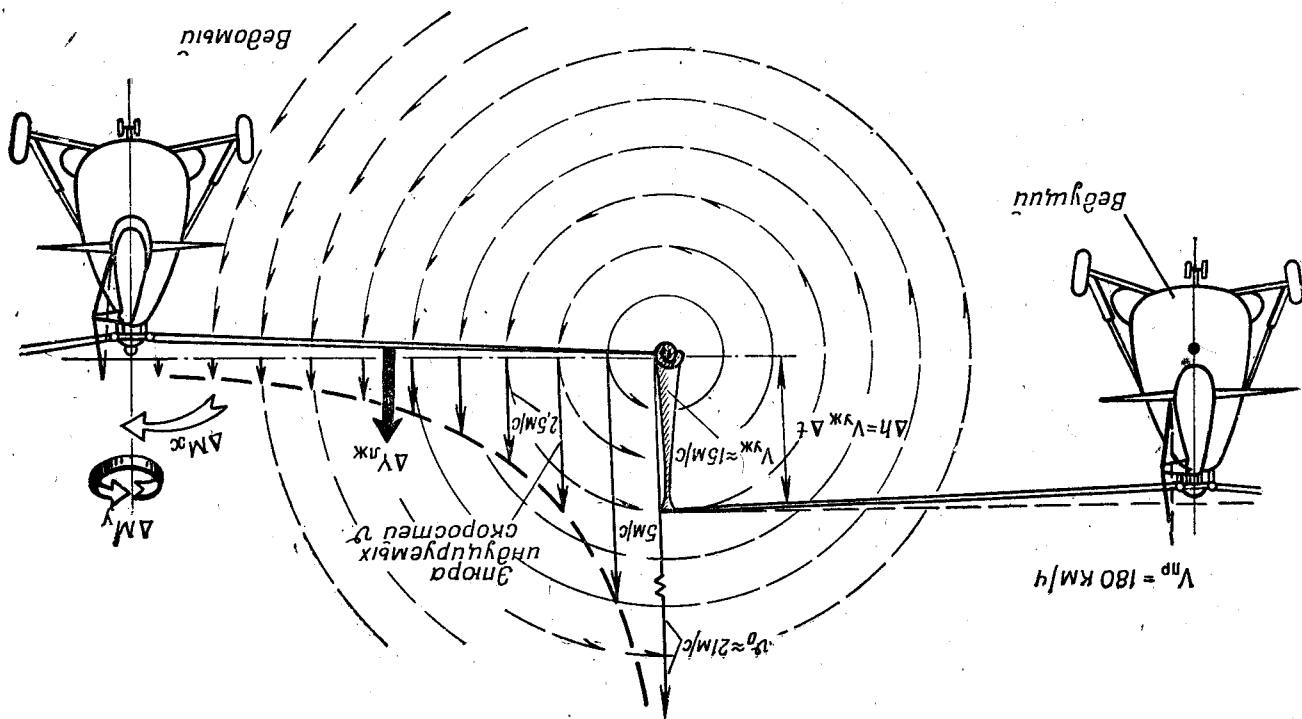
Влияние вихревого следа особенно опасно при выполнении посадки с боковым ветром. Вихревой след от ведущего смещается по направлению ветра. При боковом ветре слева 10 м/с на ско-рости $V_{\text{пр}} \approx 40-50 \text{ км/ч}$ вихревой след будет смещаться на пра-вого ведомого, при встречно-боковом ($30-50^\circ$) это будет проис-ходить на зависании. Попадание ведомого в спутный след от ведущего ведет к резкому наклонению и самопроизвольному сни-жению вертолета с одновременным разворотом влево или вправо. Поэтому, чтобы исключить неожиданное попадание ведомого в вихревой след на взлете или при посадке с боковым ветром, целесообразно изменить пеленг так, чтобы вихревой след не по-падал на ведомого (ведомых).

§ 20.5. ПОЛЕТЫ В РАЗЛИЧНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Полеты в условиях Арктики и южных широт в силу специфических метеорологических и физико-географических условий имеют ряд особенностей как в эксплуатации и технике пилотиро-вания вертолета, так и в способах решения навигационных задач и применения средств вертолотовождения.

Полеты в облаках, особенно над водной поверхностью, свя-заны с возможностью обледенения вертолета. Нарастание льда на фюзеляже, шасси, антеннах увеличивает массу и вредное со-противление вертолета. Наиболее опасно обледенение несущего и рулевого винтов, которое приводит к ухудшению их аэродинами-ческих характеристик, управляемости и к тряске. Перед полетом,

Рис. 20.6. Схема воздействия вихревого следа от вертолета ведущего на дистанции 100 м и ($U=0$) при попадании кон-цов лопастей ведомого вертолета в центр правого жгута



в котором возможно обледенение, необходимо проверить работу антиобледенительной системы винтов и воздушозаборников, а также обогрев ПВД и стекол кабины пилотов. Особенно опасно при полетах в условиях обледенения нарастание льда на кромках входных каналов двигателей. Это может произойти при позднем включении системы обогрева вручную при неисправной автоматике. Срыв льда и попадание его в двигатели может привести к их остановке. Поэтому антиобледенительную систему необходимо включать в ночных условиях — после взлета, а в дневных — перед входом в облачность.

Полеты вертолета в условиях Арктики производятся в большинстве случаев с неподготовленных заснеженных площадок, что требует от летчика особых навыков и осторожности. Большую сложность представляют взлет и посадка, при которых вертолет может внезапно попасть в снежный вихрь на висении с потерей видимости земли и горизонта. Поэтому при зависании на взлете и посадке летчик должен быть готовым перейти на пилотирование по приборам, если видимость резко ухудшается. Перед зависанием рекомендуется слудть снежный покров в месте приземления или взлета, для чего зависание перед приземлением производить на высоте 10—12 м, на которой снежный вихрь, поднятый винтом, не доходит до вертолета, и медленно снижаться, не входя в зону плохой видимости. При взлете не следует спешить отрывать вертолет от земли до тех пор, пока снег не будет слудть. На шаге, близком к отрыву вертолета, видимость будет хорошей. При эксплуатации вертолета на площадках с глубоким рыхлым снегом их размеры должны позволять выполнять взлет и посадку по-самолетному. С точки зрения аэродинамических характеристик вертолетов полеты в условиях Заполярья являются благоприятными, так как при низких температурах несущая способность винтов и характеристики двигателей улучшаются, что увеличивает запас мощности при посадке и взлете.

Метеорологические и физико-географические особенности полетов в Арктике заключаются в том, что они производятся при резком и частом изменении скорости и направления ветра, высоты и характера облачности, часто при плохой видимости и над малоориентирной местностью, что затрудняет ведение ориентировки. Этому способствует также ухудшение работы радиотехнических средств в период магнитных бурь и полярных сияний, а также ухудшение работ магнитных компасов. Поэтому на со-временных вертолетах устанавливаются навигационные компасы, основой которых являются вычислительные машины, а датчиками для них служат курсовые приборы и доплеровские измерители путевой скорости и углов сноса. Применение таких навигационных комплексов позволяет программировать траекторию полета и выполнять полет по заданному маршруту с высокой точностью.

Полеты в южных широтах в пределах нашей страны характеризуются тем, что в большинстве случаев производятся при

высокой температуре наружного воздуха, при которой несущая способность винтов и характеристики двигателей ухудшаются. Полеты в этом случае выполняются с неполной взлетной массой вертолета и без достаточного запаса тяги винта и мощности двигателей при взлете и посадке. При подготовке к полету необходимо тщательно учитывать все факторы, влияющие на благоприятный исход взлета и посадки, — направление и силу ветра, температуру наружного воздуха и влажность, а также способ взлета и посадки. Для определения предельной для взлета и посадки массы вертолета в инструкциях летным экипажам помещаются номограммы. Особенностью эксплуатации вертолетов в южных районах страны является повышенный износ винтов и компрессоров двигателей от попадания на них песка и мелких камней. Взлеты и посадки целесообразно выполнять на подготовленных (политых водой) площадках. При полетах с неподготовленных площадок надо раздувать пыль перед посадкой, а при взлете стараться как можно быстрее перейти на поступательный полет после отрыва.

ТАБЛИЦА СТАНДАРТНОЙ АТМОСФЕРЫ

H, м	t°, C	$\rho, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	$\rho, \frac{\text{кгс}}{\text{м}^2}$	$\rho, \frac{\text{кгс}}{\text{м}^2}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$	Скорость звука	
							м/с	км/ч
0	15,00	10332	0,1249	1,000	1,000		340,4	1225
500	11,75	9734	0,1190	0,942	0,953		338,5	1219
1000	8,50	9165	0,1134	0,887	0,907		336,6	1211
1500	5,25	8622	0,1079	0,835	0,864		334,6	1204
2000	2,00	8106	0,1026	0,785	0,822		332,7	1197
2500	-1,25	7615	0,0976	0,737	0,781		330,7	1190
3000	-4,50	7149	0,0927	0,692	0,742		328,7	1183
3500	-7,75	6706	0,0880	0,649	0,705		326,7	1175
4000	-11,00	6286	0,0835	0,608	0,669		324,7	1168
4500	-14,25	5887	0,0792	0,570	0,634		322,7	1161
5000	-17,50	5508	0,0751	0,533	0,611		320,7	1154
5500	-20,75	5150	0,0711	0,498	0,569		318,6	1146
6000	-24,00	4811	0,0673	0,466	0,539		316,6	1139
6500	-27,25	4490	0,0636	0,435	0,509		314,5	1132
7000	-30,50	4187	0,0601	0,405	0,481		312,4	1125
7500	-33,75	3901	0,0568	0,378	0,454		310,3	1117
8000	-37,00	3630	0,0536	0,351	0,429		308,2	1110
8500	-40,25	3375	0,0505	0,327	0,404		306,1	1102
9000	-43,50	3135	0,0476	0,303	0,381		303,9	1094
9500	-46,75	2909	0,0448	0,282	0,358		301,8	1086
10000	-50,00	2696	0,0421	0,261	0,337		299,6	1078
10500	-53,25	2496	0,0395	0,242	0,317		297,4	1070
11000	-56,50	2308	0,0371	0,223	0,297		295,2	1063
12000	-56,50	1971	0,0317	0,191	0,254		295,2	1063
13000	-56,50	1684	0,0271	0,163	0,217		295,2	1063
14000	-56,50	1438	0,0231	0,139	0,185		295,2	1063

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Жуковский Н. Е. Теоретические основы воздухоплавания. Собр. соч., т. 6, ГИТЛ, 1950.
2. Жуковский Н. Е. Вихревая теория гребного винта. Собр. соч., т. 6, М., ГИТЛ, 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., Калякин 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 вырубивании 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. Яценкович М. С. Практическая аэродинамика вертолета Ми-6. М., Транспорт, 1969.
34. Яценкович М. С. Аэродинамика вертолета Ми-8. М., Транспорт, 1967,

ОГЛАВЛЕНИЕ

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	8
1.1.3. Плотность воздуха, гипотеза сплошности	9
1.1.4. Уравнение состояния	—
1.1.5. Строение атмосферы, стандартная атмосфера	10
1.1.6. Вязкость воздуха	12
1.1.7. Сжимаемость и упругость воздуха	13
1.1.8. Звук и скорость звука в воздухе	15
1.1.9. Воздушный поток, принцип обращения движения	19
§ 1.2. Закон сохранения энергии для воздушного потока (уравнение Бернулли)	—
1.2.1. Уравнение Бернулли без учета и с учетом сжимаемости воздуха	21
1.2.2. Связь между изменениями давления, плотности и скорости воздушного потока. Число М	23
1.2.3. Зависимость параметров состояния воздуха от скорости движения	24
§ 1.3. Уравнение постоянства массового расхода (уравнение неразрывности). Связь между площадью поперечного сечения и скоростью в струе	27
§ 1.4. Скачки уплотнения	—
1.4.1. Распространение слабых (звуковых) возмущений при движении их источника	29
1.4.2. Ударные волны (скачки уплотнения) и их распространение	32
1.4.3. Изменение параметров воздуха на скачке	33
1.4.4. Условия образования скачков уплотнения	35
§ 1.5. Распределение давления по поверхности движущихся (обтекаемых воздухом) тел	—
1.5.1. Физическая сущность и причины неравномерности распределения давления	37
1.5.2. Коэффициент давления	38
1.5.3. Способы изображения распределения давления	40
1.5.4. Распределение давления при закрыточных и сверхзвуковых скоростях	42
§ 1.6. Пограничный слой	—
1.6.1. Основные понятия и структура	45
1.6.2. Число Рейнольдса	46
1.6.3. Силы трения в пограничном слое	47

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

Стр.	141
Глава 4. Аэродинамика несущего винта при косом обтекании	142
§ 4.1. Особенности работы несущего винта при косом обтекании	144
4.1.1. Воздушная скорость элемента лопасти в плоскости вращения	146
4.1.2. Зона обратного обтекания	—
§ 4.2. Теория элемента лопасти при косом обтекании несущего винта с жестким креплением лопастей	149
4.2.1. Общие положения теории	152
4.2.2. Тяга лопасти и несущего винта	153
4.2.3. Момент сопротивления вращению (потребный крутящий момент) несущего винта	155
4.2.4. Недостатки несущего винта с жестким креплением лопастей	—
§ 4.3. Аэродинамические характеристики несущего винта с горизонтальными шарнирами	157
4.3.1. Назначение горизонтальных шарниров	161
4.3.2. Маховое движение лопастей	163
4.3.3. Угол завала оси конуса вращения HV , физический смысл коэффициентов махового движения	168
4.3.4. Влияние махового движения на тягу лопасти, физические причины завала оси конуса несущего винта	171
4.3.5. Регулятор замаха лопасти	173
4.3.6. Результирующая (полная) аэродинамическая сила несущего винта	174
§ 4.4. Управление несущим винтом	179
4.4.1. Способы управления несущим винтом	—
4.4.2. Назначение и принцип действия автомата перекоса	181
§ 4.5. Влияние вертикальных шарниров на работу лопастей несущего винта	184
4.5.1. Необходимость применения вертикальных шарниров	—
4.5.2. Назначение вертикальных шарниров, работа лопасти с VH	—
Глава 5. Аэродинамические характеристики вертолетов одновинтовой схемы	185
§ 5.1. Аэродинамическая компоновка	187
5.1.1. Понятие «аэродинамическая компоновка»	189
5.1.2. Особенности аэродинамической компоновки вертолетов одновинтовой схемы с механическим приводом несущего винта	191
§ 5.2. Аэродинамические характеристики основных частей вертолета	193
5.2.1. Несущий и рулевой винты	194
5.2.2. Фюзеляж вертолета	195
5.2.3. Крыло на вертолете	196
5.2.4. Стабилизатор	197
5.2.5. Киль вертолета	199
§ 5.3. Грузоподъемность вертолета	201
5.3.1. Формула Н. Е. Жуковского	—
5.3.2. Влияние аэродинамической компоновки	—
5.3.3. Влияние воздушной подушки	—
5.3.4. Влияние кривой обдувки	—
§ 5.4. Лобовое сопротивление вертолета	202
5.4.1. Методика расчета силы лобового сопротивления	—
5.4.2. Использование понятия «эквивалентная пластина»	—
§ 5.5. Характеристики силовых установок и мощность, располагаемая для несущего винта вертолета	—
5.5.1. Общие сведения о силовых установках вертолетов	204
5.5.2. Режимы работы двигателей	205
5.5.3. Основные эксплуатационные характеристики вертолетных ГТД	210
5.5.4. Мощность, располагаемая для несущего винта	481

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

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	337
11.4.2. Условия и особенности выполнения вертикального снижения	—
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

Глава 15. Маневрирование и пилотаж вертолета	377
§ 15.1. Маневренные свойства вертолета	381
§ 15.2. Горизонтальный разгон и торможение вертолета	386
§ 15.3. Вираж	388
§ 15.3.1. Правильный вираж	389
§ 15.3.2. Неправильный вираж	394
§ 15.3.3. Форсированный разворот	397
§ 15.4. Спираль	400
§ 15.5. Горка	402
§ 15.6. Пикирование	404
§ 15.7. Фигуры сложного пилотажа вертолета	408
§ 15.7.1. Боевой разворот	409
§ 15.7.2. Поворот на горке	411
Глава 16. Вибрации вертолета	415
§ 16.1. Источники и виды вибраций вертолета и его частей	418
§ 16.2. Земной резонанс	419
§ 16.3. Флаттер лопастей несущего винта	423
Глава 17. Дальность и продолжительность полета вертолета	424
§ 17.1. Понятия «дальность» и «продолжительность полета» и принципы их расчета	425
§ 17.2. Располагаемый запас топлива	426
§ 17.3. Определение режимов максимальной дальности и продолжительности горизонтального полета	428
§ 17.4. Влияние различных эксплуатационных факторов на дальность и продолжительность полета	429
§ 17.4.1. Влияние высоты полета	430
§ 17.4.2. Влияние полетной массы вертолета	432
§ 17.4.3. Влияние внешних подвесок	433
§ 17.4.4. Влияние ветра	435
§ 17.4.5. Влияние оборотов (частоты вращения) несущего винта	440
Глава 18. Летно-эксплуатационные ограничения и предельные режимы полета вертолета	441
§ 18.1. Эксплуатационный диапазон центровок вертолета	442
§ 18.2. Ограничения по ветру	443
§ 18.3. Ограничения оборотов несущего винта	444
§ 18.4. Эксплуатационный диапазон скоростей и высот полета вертолетов	445
§ 18.5. Взлет и посадка вертолета с предельной массой	446
Глава 19. Расчет летно-технических характеристик вертолета (основные принципы)	447
§ 19.1. Общие сведения	448
§ 19.2. Анализ и обоснование тактико-технических требований к проектируемому вертолету	449
§ 19.2.1. Определение перечня задач, решаемых боевым вертолетом	450
§ 19.2.2. Обоснование потребных значений максимальной скорости полета, статического потолка и дальности полета вертолета	451
§ 19.2.3. Выбор и обоснование комплексов вооружения и оборудования вертолета	452
§ 19.3. Определение исходных данных для аэродинамического расчета вертолета	453
§ 19.3.1. Расчет взлетной массы вертолета и выбор типа двигательной установки	454

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