Л. С. ВИЛЬДГРУБЕ

ВЕРТОЛЕТЫ

РАСЧЕТ ИНТЕГРАЛЬНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ

Москва
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
1977

УДК 629.735.45.001.24

Научный редактор канд. физ.-мат. наук *В. С. Каплан*

Вильдгрубе Л. С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М., «Машиностроение», 1977, 152 с.

В книге рассмотрены результаты исследований летно-технических характеристик вертолетов. Приведены приближенные методы их аэродинамического расчета и методы оптимизации форм лопастей для всех режимов полета.

Применительно к горизонтальному полету изложены основы теории плоской вихревой пелены, отходящей от несущего винта, и приложение этой теории к определению компонентов аэродинамических силы и момента, возникающих в винте, а также к определению коэффициентов махового движения его лопастей и взаимных индуктивных воздействий винтов в многовинтовых схемах.

Книга предназначена для инженеров, занимающихся проектированием вертолетов. Она может быть также полезна студентам авиационных вузов.

Табл. 15, ил. 108, список лит. 59 назв.

В $\frac{31808\text{-}313}{038(01)\text{-}77}$ 313-77

© Издательство «Машиностроение», 1977 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

В предлагаемой книге описаны методы расчета интегральных аэродинамических характеристик несущих винтов и летно-технических данных вертолетов на основных режимах их полета, базирующиеся на вихревой теории несущих винтов. Таким образом, на всех рассмотренных режимах учтена неравномерность в распределении индуктивных скоростей. Эти методы позволяют определить силы и моменты для винтов с лопастями произвольной формы, что необходимо для аэродинамического расчета вертолетов.

Целью, которой руководствовался автор, была разработка комплекса формул и графиков, с помощью которых можно не только выполнить аэродинамический расчет, но и целесообразно выбрать компоновку лопастей несущих винтов и параметры вертолетов.

Раздел о расчете лобового сопротивления ненесущих элементов вертолетов, помещенный в приложении, написан Г. Г. Анановым. Значительная часть расчетных работ выполнена А. В. Ольшанской. Большую помощь в оформлении книги оказали З. А. Мочернюк и М. М. Иванушкина. Указанным товарищам автор приносит глубокую благодарность.

Автор выражает признательность М. Н. Тищенко, А. С. Браверману, И. А. Серову, Л. А. Поташнику, Э. А. Петросяну за полезные замечания, сделанные ими при чтении рукописи, а также В. С. Каплану, выполнившему ее научное редактирование.

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

z — число винтов;
r — радиус сечения лопасти несущего винта, м;
r_0 — радиус комлевого сечения лопасти;
b — хорда лопасти в сечении на радиусе r, м;
$\tilde{b} = \frac{b}{b_7}$; b_7 — хорда лопасти в сечении на $\bar{r} = 0{,}7$;
k — количество лопастей;
$\sigma = kb_7/\pi R$ — коэффициент заполнения несущего винта;
V — скорость полета вертолета *, м/с;
$\mu = \bar{V} \cos \alpha_э$ — характеристика режима работы несущего винта в полете с горизонтальной скоростью, отнесенная к эффективной плоскости вращения (рис. 3.1);
$\alpha_э$ — эффективный угол атаки несущего винта, т. е. угол между эффективной плоскостью вращения (ЭПВ) и вектором скорости полета; ЭПВ повернута относительно конструктивной плоскости вращения (КПВ) на угол δ_z, обусловленный управлением (рис. 3.1);
$\alpha_В$ — конструктивный угол атаки несущего винта, т. е. угол между вектором скорости полета и плоскостью, нормальной к конструктивной оси винта (КПВ);
ψ — угол азимутального положения лопасти, отсчитываемый от ее заднего положения в сторону вращения винта (рис. 3.2);
Γ_r — средняя по окружности циркуляция в сечении лопасти на радиусе r;
v — индуктивная скорость, м/с;
W — проекция на плоскость вращения винта результирующей скоростей, нормальной к оси лопасти на радиусе r, м/с;
$\Delta\alpha = v/W$ — угол скоса потока от индуктивной скорости в сечении лопасти;
$\bar{\Gamma} = \Gamma/\omega R^2$ — относительная циркуляция;
$\eta_* = b_{\bar{r}=0}/b_{\bar{r}=1}$ — сужение лопасти (рис. 1.9);
$\varphi_э$ — эффективный угол установки сечения лопасти, отмеряемый от аэродинамической хорды;
φ_0 — угол установки лопасти в сечении на $\bar{r} = 0{,}7$ (угол общего шага), отмеряемый от аэродинамической хорды при $\beta = 0$;
$\Delta\varphi_\Sigma = \varphi_{\bar{r}=0} - \varphi_{\bar{r}=1}$ — суммарный угол закручивания лопасти;

* Во всех формулах, начиная с (4.7), скорость полета выражена в км/ч.

$\varphi_{0э} = \varphi_0 - \bar{k}a_0$ — эффективный угол общего шага;
$\bar{k}$ — коэффициент регулятора взмаха;
a_0 — средний угол у основания конуса, описываемого лопастями несущего винта;
a_1 — угол продольного наклона оси конуса, описываемого лопастями, $a_1 > 0$ при наклоне назад от оси винта;
b_1 — угол бокового наклона оси конуса, описываемого лопастями, $b_1 > 0$ при наклоне в сторону опережающей лопасти;
β — угол взмаха лопасти, т. е. угол между плоскостью вращения и осью лопасти;
β_* — угол притекания потока без учета индуктивных скоростей;
β_1 — действительный угол притекания потока;
$\Delta\varphi$ — угол закручивания сечений лопасти по отношению к сечению на $\bar{r} = 0{,}7$;
α — истинный угол атаки сечения лопасти несущего винта;
c_{y0} — средний по ометаемому диску несущего винта коэффициент подъемной силы сечений лопасти;
$\gamma = \frac{\rho a_\infty b_7 R^4}{2J_г}$ — массовая характеристика лопасти;
$J_г$ — момент инерции лопасти относительно оси горизонтального шарнира, кгс·м·с²;
$l_г$ — расстояние от оси несущего винта до оси горизонтального шарнира, м;
$T = C_T\rho/2\,(\omega R)^2 F$ — сила тяги несущего винта (направлена по оси винта), кгс;
C_T — коэффициент силы тяги несущего винта;
$H = C_H\rho/2\,(\omega R)^2 F$ — продольная сила несущего винта (положительное направление — назад, лежит в плоскости вращения несущего винта), кгс;
C_H — коэффициент продольной силы несущего винта;
$S = C_S\rho/2\,(\omega R)^2 F$ — боковая сила несущего винта (положительное направление — в сторону опережающей лопасти), кгс;
C_S — коэффициент боковой силы;
$M_к = m_к\rho/2\,(\omega R)^2 FR$ — момент аэродинамического сопротивления вращению несущего винта или крутящий момент (вектор момента направлен по оси винта), кгс·м;
$m_к$ — коэффициент момента аэродинамического сопротивления вращению несущего винта или коэффициент крутящего момента;
$M_z = m_z\rho/2\,(\omega R)^2 FR$ — продольный момент от несущего винта (положительное направление — назад, на увеличение угла атаки несущего винта), кгс·м;
m_z — коэффициент продольного момента;
$M_x = m_x\rho/2\,(\omega R)^2 FR$ — момент крена от несущего винта (положительное направление — в сторону опережающей лопасти), кгс·м;
m_x — коэффициент момента крена;
mg — сила тяжести вертолета, кгс;
$p = mg/zF$ — нагрузка на единицу ометаемой площади, кгс/м²;
$N_д$ — суммарная мощность двигателей на высоте $H > 0$, л. с.;
$q = mg/N_д^0$ — нагрузка на единицу мощности двигателей на уровне моря в условиях МСА, кгс/л. с.;

$A = N_д/N_д^{(0)}$ — коэффициент, учитывающий изменение мощности двигателей при изменении высоты полета;

$N_к$ — мощность, затрачиваемая на вращение несущих винтов, л. с.;

$\xi = N_к/N_д$ — коэффициент использования мощности двигателей;

$N_{д.г}$ — мощность двигателей, потребная для горизонтального полета;

θ — угол наклона траектории полета к горизонту (положительный при наборе высоты);

ϑ — угол тангажа, угол между эффективной плоскостью вращения винта и горизонтом (положительный, когда передняя часть плоскости вращения поднята над горизонтом).

Линейные величины, снабженные чертой сверху, поделены на R — радиус несущего винта * и являются относительными. Величина любой площади с чертой сверху отнесена к zF — площади, ометаемой винтами, где $F = \pi R^2$. Все скорости, имеющие сверху черту, также относительны и поделены на ωR, где ω — угловая скорость вращения несущего винта относительно его оси.

---

* За исключением относительной толщины профиля сечения лопасти, которая равна $\bar{c} = c/b$.

ВВЕДЕНИЕ

Отечественное вертолетостроение имеет уже свою историю. В августе 1932 г. вертолет ЦАГИ ЭА-1, пилотируемый проф. А. М. Черемухиным, поднялся на 600 м и в десятки раз превысил достижения зарубежной вертолетной техники того времени [47]. Этот успех был обусловлен тесным контактом теории и практики, широким размахом научных исследований. В теоретических работах, проводимых в то время академиком Б. Н. Юрьевым [45, 46], в основном изучался режим висения вертолета. Вихревая теория винта Н. Е. Жуковского [25] и импульсная теория Юрьева—Сабинина [49] позволяли произвести все необходимые расчеты только для режимов висения и вертикального подъема. Но экспериментальные исследования охватывали и режимы полета с горизонтальной скоростью.

Первым исследованием аэродинамических характеристик несущего винта на режимах полета с горизонтальной скоростью была работа Н. Е. Жуковского [25], выполненная им в 1909 г. В этой работе Н. Е. Жуковский обобщил исследования С. К. Джевецкого (1892 г.) по гребным винтам, в которых лопасть предполагалась составленной из элементов крыла. В статье С. К. Джевецкого [59] положено начало конструктивной теории элемента лопасти. Н. Е. Жуковский рассматривал простейший винт с жестко закрепленными лопастями и получил формулы для силы тяги, мощности и момента крена без учета влияния индуктивных скоростей, создаваемых несущим винтом, так как в то время еще не существовало представления о вихревой системе винта.

Учет влияния индуктивных скоростей на характеристики несущего винта в косом потоке впервые был сделан Глауэртом [1] в 1926—1928 гг. Глауэрт принял, что индуктивная скорость распределена по диску несущего винта равномерно и ее величина может быть определена по формуле

$$v = -\frac{T}{2\rho F V_1}, \tag{0.1}$$

где $\vec{V}_1 = \vec{V} + \vec{v}$ — векторная сумма скорости полета вертолета и вызванной его несущим винтом индуктивной скорости. Глауэрт

не дал доказательства этой формулы и назвал ее гипотезой *. Гипотеза Глауэрта получила всеобщее признание и до последнего времени применяется почти во всех работах, в которых определяются суммарные силы и моменты, развиваемые несущим винтом на режимах полета с горизонтальной скоростью [4, 32, 33, 34, 35, 38, 48, 49, 57]. В тот же период Глауэрт ввел эту гипотезу в предложенную им теорию автожирного винта, лопасти которого совершают маховое движение. Глауэрт и Локк были первыми исследователями махового движения лопастей. Им удалось отчетливо показать его влияние на величину истинного угла атаки сечения лопасти и, следовательно, на ее аэродинамические характеристики. Для несущего винта автожира с шарнирно подвешенными плоскими прямоугольными лопастями при небольших величинах T/F теория Глауэрта удовлетворительно подтверждалась данными опыта для всех компонентов сил, моментов и коэффициентов махового движения, за исключением боковой силы и угла бокового наклона оси конуса, описываемого лопастями.

Большую роль в популяризации теории Глауэрта и Локка в нашей стране сыграла работа И. П. Братухина [4], в которой эта теория была упрощена и доведена до расчетных приложений.

Изучение устойчивости полета вертолета потребовало расширения границ теории несущего винта и учета влияния криволинейного движения. Это было сделано М. Л. Милем [32, 34]. Полученные им выражения для дополнительных членов в формулах коэффициентов махового движения, продольной и боковой сил вошли во все работы по динамике вертолетов.

Важным вкладом в теорию несущего винта была и работа А. Н. Михайлова [35], в которой дано понятие об «эквивалентном роторе» и задача расчета характеристик несущего винта при наличии регулятора взмаха и действия автоматом перекоса сведена к расчету несущего винта с постоянным углом установки. Этому же вопросу посвящена и работа [38], выполненная позже.

Глауэрт знал из опыта, что индуктивная скорость не распределяется равномерно по диску, ометаемому винтом, но потребности практики того времени не ставили задачу об уточнении теории и учете действительного распределения индуктивных скоростей как неотложную. Развитие вертолетостроения в 40-х гг. поставило эту задачу именно так. Эксперимент (опыты Уитли и Худа [58], исследования М. Л. Миля и М. К. Сперанского) показывал, что форма лопасти и угол атаки несущего винта влияют на поле индуктивных скоростей и на степень расхождения некоторых расчетных и экспериментальных данных. Стремление ликвидировать эти расхождения, необходимость учета взаимного воздействия

* В 1954 г. эта гипотеза была подтверждена автором на основе теории плоской вихревой пелены при $\bar{V} \geqslant 1{,}15\sqrt{C_T}$, когда $V_1 \approx V$. В 1955 г. В. Э. Баскин обобщил доказательство на случай пространственной вихревой системы при умеренной скорости полета, когда $V_1 > V$.

несущих винтов в двухвинтовых схемах, поиск целесообразной формы лопасти, определение скоса потока, вызванного несущим винтом у оперения, — вот часть вопросов, решение которых могло быть получено на базе вихревой теории несущего винта в косом потоке. Первой работой в этом направлении было выполненное в 1947 г. исследование Г. И. Майкапара [30], в котором вихревая теория винта, разработанная Н. Е. Жуковским для пропеллерного режима, обобщалась применительно к режиму полета с горизонтальной составляющей скорости. Эта работа дала импульс для развития исследования вихревой системы несущего винта и разработки методов определения индуктивных скоростей во всех точках пространства. После 1947 г. было выполнено много работ по вихревой теории несущего винта *. Почти все из них касались только общих формул для индуктивной скорости и далеко не все доведены до практических приложений.

Важная и сложная задача при определении характеристик несущего винта — расчет профильного сопротивления его лопастей. Сложность этой проблемы обусловлена недостаточной изученностью условий работы элементов лопастей в системе несущего винта на режимах полета с горизонтальной скоростью, когда лопасти обтекаются неустановившимся потоком со скольжением. Вследствие этого имеет место затягивание срыва обтекания и увеличение $c_{y\,\max}$ сечений лопастей. Сведений об аэродинамических характеристиках крыльевых профилей в этих условиях пока мало **. Поэтому во всех известных нам работах приближенно применяется «гипотеза плоских сечений», выдвинутая еще С. К. Джевецким, т. е. предполагается, что поляра сечения лопасти с поправками на затягивание срыва — такая же, как у крыла при прямом обтекании и тех же числах Маха и Рейнольдса. Истинный угол атаки α сечения лопасти зависит от поля индуктивных скоростей и махового движения лопастей. В указанных условиях расчет профильных затрат мощности возможен только методом численного интегрирования. Одна из первых работ в этом направлении была выполнена Г. Р. Кваша, которая вводила в расчет индуктивные скорости, найденные по дисковой теории винта с плоской вихревой пеленой [2], и маховое движение, определенное до двух гармоник с учетом неравномерного распределения индуктивных скоростей. Далее необходимо указать на метод расчета, разработанный А. А. Сарычевым, А. С. Браверманом и М. Н. Тищенко [34], в котором неравномерность распределения индуктивных скоростей не учтена, но маховое движение определено численным интегрированием без ограничения числа гармоник. Этот метод получил развитие в работе А. В. Некрасова, который ввел в расчет разработанную В. Э. Баскиным дисковую теорию

* См. краткий обзор этих работ в разд. 2 гл. 4. Подробнее об этом сказано в работе [2].

** Ценные результаты в этом направлении получены Л. С. Павловым.

винта с пространственной вихревой системой, и в исследовании М. Н. Тищенко, выполненном на основе созданной им лопастной теории винта. Ценные результаты в разработке метода расчета профильного сопротивления лопастей получены П. И. Радченко и В. А. Анимицей на базе дисковой теории пространственной вихревой пелены, предложенной Е. С. Вождаевым. Метод расчета на основе вихревой теории был предложен и Б. Н. Бурцевым.

Но наряду с численными методами, позволяющими привлечь к анализу сложные модели изучаемых явлений и предполагающих применение ЭВМ, совершенно необходимы аналитические зависимости, описывающие главную часть этих явлений. Поэтому важная задача теории состоит в получении простых формул и графиков для сил и моментов, позволяющих с достаточной точностью сразу получить количественный результат. Значение таких формул в педагогическом процессе трудно переоценить.

Эта книга представляет собой систематическое изложение части исследований, проводившихся автором в области теории несущих винтов и аэродинамики вертолетов. Режимы висения и вертикального подъема рассмотрены на базе вихревой теории Н. Е. Жуковского [25]. Режимы полета с горизонтальной скоростью исследованы на основе теории плоской вихревой пелены [2]. Наряду с методами расчета одиночного винта даны методы расчета двух-, трех- и четырехвинтовых несущих систем, а также решения вариационных задач об оптимальной компоновке лопастей несущих винтов для основных режимов полета.

ГЛАВА 1

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ НА РЕЖИМАХ ВИСЕНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОДЪЕМА

1.1. РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА

Полет вертолета начинается взлетом по вертикали. Так как вектор скорости полета направлен по оси несущего винта, то все аэродинамические характеристики элемента лопасти на радиусе r постоянны по его окружности.

Проектируя подъемную силу dY элемента лопасти и силу dX_p его профильного сопротивления на ось несущего винта и на плоскость его вращения (рис. 1.1), получим

$$dT = dY \cos \beta_1 - dX_p \sin \beta_1, \tag{1.1}$$

$$dQ = dX_p \cos \beta_1 + dY \sin \beta_1, \tag{1.2}$$

где dT — сила тяги элемента лопасти; dQ — сила его сопротивления вращению. По теореме Н. Е. Жуковского $dY = \rho \Gamma_r W_1 dr$. Из скоростного многоугольника (рис. 1.1) следует, что $\sin \beta_1 = V_1/W_1$ и $\cos \beta_1 = U_1/W_1$, где

$$V_1 = V_y + v_1, \; U_1 = U - u_1 \tag{1.3}$$

суть истинные скорости в плоскости сечения; v_1 и u_1 — осевая и окружная скорости, индуцированные винтом в рассматриваемом сечении; $U = \omega r$ — окружная скорость в этом сечении. Как показывают расчеты, для вертолетных несущих винтов, имеющих умеренное нагружение ($C_T \leqslant 0{,}028$), величина u_1 мала по сравнению с U, так что $U_1 \approx U = \omega r$. Кроме того, на режимах подъема по вертикали с обычной скоростью угол β_1 мал в основных сечениях лопасти. Поэтому $W_1 \approx \omega r$. Принимая во внимание сказанное, будем иметь

$$dT = \rho \Gamma_r \omega r dr, \; dQ \approx dX_p + \rho \Gamma_r V_1 dr. \tag{1.4}$$

Циркуляция скорости в рассматриваемом сечении определяется из уравнения связи $2\Gamma_r = c_y W_1 b$ [7, 49]. В нашем приближении получим, переходя к безразмерным величинам,

$$\bar{\Gamma}_r \approx \frac{1}{2} c_y \bar{b} \bar{r}. \tag{1.5}$$

По формулам (1.4) и (1.5) находим силу тяги винта

$$T = k\varkappa \int_{r_0}^{R} dT = C_T \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 F,$$

где

$$C_T = \varkappa \frac{2k}{\pi} \int_{\bar r_0}^{1} \bar r \bar\Gamma_r \, d\bar r, \tag{1.6}$$

а $\varkappa$ — коэффициент, учитывающий уменьшение силы тяги из-за «концевых потерь» [49]. Это уменьшение силы тяги для обычных несущих винтов составляет приблизительно 6%. Поэтому можно принять $\varkappa = 0{,}94$.

Коэффициент $\varkappa$ отражает влияние изменения в распределении циркуляции по длине лопасти вследствие конечности числа лопастей на силу тяги винта. Величина этого коэффициента может быть найдена из соотношения

$$\varkappa = \left(\int_{\bar r_0}^{1} \bar r k_\Gamma \bar\Gamma_r \, d\bar r \right) : \left(\int_{\bar r_0}^{1} \bar r \bar\Gamma_r \, d\bar r \right),$$

где $k_\Gamma = \Gamma_к/\Gamma_\infty$, причем $\Gamma_к$ — циркуляция при числе лопастей k и Γ_∞ — циркуляция при бесконечном числе лопастей [7]. Коэффициент k_Γ равен 1 у комля лопасти и 0 на ее конце. Ц. В. Соловьев определил величину $\varkappa$ в зависимости от $\bar a_*$ — относительного расстояния между свободными вихревыми линиями. На рис. 1.2 построены графики для случаев равномерного *1* ($\bar\Gamma_r = \mathrm{const}$) и линейного *2* ($\bar\Gamma_r = c\bar r$) распределения циркуляции по лопасти. Все практически встречающиеся распределения циркуляции будут располагаться между этими кривыми. Величина

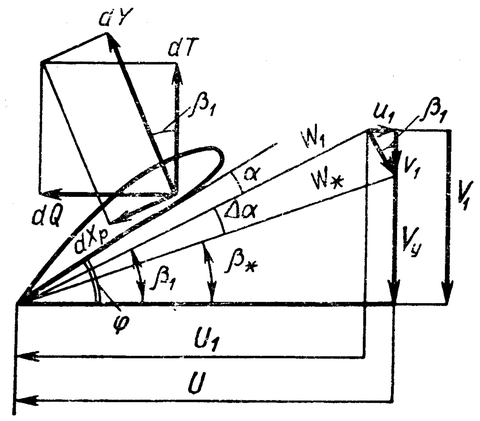


Рис. 1.1

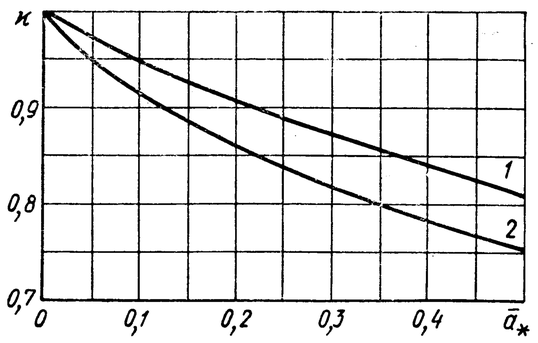


Рис. 1.2

$\bar a_*$ зависит от истинной осевой скорости в сечении лопасти на относительном радиусе $\bar r = 0{,}7$ и от числа лопастей

$$\bar a_* = 2\pi (\bar V_y + \bar v_{10})/k, \tag{1.7}$$

где $\bar v_{10}$ — средняя по диску винта относительная осевая индуктивная скорость, приближенно равная местной индуктивной скорости в «среднем» сечении лопасти ($\bar r = 0{,}7$) *.

Вынесем среднее значение циркуляции $\bar\Gamma_{ср}$ за знак интеграла в формуле (1.6). Тогда получим

$$C_T = \varkappa \frac{k}{\pi} \bar\Gamma_{ср}, \tag{1.8}$$

$$\bar\Gamma_{ср} = 2 \int_{\bar r_0}^{1} \bar r \bar\Gamma_r \, d\bar r. \tag{1.9}$$

Обратимся к силам, действующим на элемент лопасти параллельно плоскости вращения. Принимая во внимание, что $dX_p = c_{xp}(\rho/2) W_1^2 b dr$, по формулам (1.4) и (1.5) получим $dQ = c_{xp}(\rho/2)(\omega/r)^2 b dr + \rho \Gamma_r V_1 dr$. Крутящий момент, потребный на вращение несущего винта, $M_к = k \int_{r_0}^{R} r dQ$. После перехода к относительным величинам и интегрирования найдем $M_к = m_к (\rho/2) \times (\omega R)^2 \pi R^3$, где

$$m_к = m_p + m_V, \tag{1.10}$$

$$m_p = \frac{k}{\pi} \int_{\bar r_0}^{1} c_{xp} \bar b \bar r^3 \, d\bar r, \tag{1.11}$$

$$m_V = \frac{2k}{\pi} \int_{\bar r_0}^{1} \bar r \bar\Gamma_r \bar V_1 \, d\bar r. \tag{1.12}$$

Для определения величины $\bar V_1$ воспользуемся вихревой теорией винта в осевом потоке, разработанной Н. Е. Жуковским [25]. В этой теории рассмотрен винт с бесконечным числом лопастей и, как следствие, винтовые свободные вихревые слои, сходящие с сечений лопастей. В действительности, число лопастей винта конечно и по мере увеличения осевой скорости перемещения винта свободная вихревая система, которая состоит из дискретных вихрей, находящихся на большом расстоянии друг от друга, все более и более отличается от вихревого слоя (см. рис. 3.4 и 3.5). Поэтому при больших осевых скоростях нужна лопастная теория воздушного винта, базирующаяся на анализе системы дискретных

* См. разд. 1.2.

вихрей. Однако на режимах висения и вертикального подъема с обычной скоростью расстояние * между осями свободных вихрей, которое пропорционально $\sqrt{C_T}/k$, невелико, и достаточную точность дает дисковая теория с учетом концевой поправки $\varkappa = 0{,}94$.

Действительно, эксперименты П. М. Новоселова и П. И. Радченко с моделью несущего винта ($D = 2{,}5$ м, $\sigma = 0{,}13$), имеющего прямоугольные лопасти, линейно закрученные на 7,4°, показали, что на режиме висения при одинаковых числах Re и σ коэффициенты $m_к$ практически одинаковы при $C_T = \text{const}$ и $k = 2, 3, 4, 5$, если $\sqrt{C_T}/k \leqslant 0{,}05$. Это число найдено по наибольшему значению коэффициента силы тяги $C_T = 0{,}0108$, полученному в этом опыте. Следовательно, число лопастей в указанных условиях не влияет на интегральные аэродинамические характеристики несущего винта и в применении лопастной теории нет необходимости. Поэтому формула для окружной индуктивной скорости, полученная в теории Н. Е. Жуковского для винта с бесконечным числом лопастей, с достаточной точностью может быть применена к несущему винту с конечным числом лопастей, если $\sqrt{C_T}/k \leqslant 0{,}035$. Предельная величина $\sqrt{C_T}/k$ снижена в запас надежности расчета.

В случае винта с переменной по длине лопасти циркуляцией окружная индуктивная скорость в сечении на радиусе $r < R$ составит: $u_1 = k\Gamma_r/4\pi r$ [7]. Из треугольника индуктивных скоростей на рис. 1.1 находим

$$\bar{v}_1 = \bar{u}_1 \operatorname{ctg} \beta_1 = \frac{k\bar{\Gamma}_r}{4\pi \bar{r}} \operatorname{ctg} \beta_1. \qquad (1.13)$$

Отметим, что в вихревой теории Н. Е. Жуковского аналогичная формула [7] содержит $\operatorname{ctg} \beta_*$ вместо $\operatorname{ctg} \beta_1$, т. е. в ней не учитывается влияние индуктивных скоростей на шаг вихревых линий. Это и естественно, так как при достаточно большой относительной скорости $\bar{V}_y$, для которой разрабатывалась теория, углы β_* и β_1 близки. Режимы же вертикального полета и висения вертолета характеризуются малыми величинами $\bar{V}_y$. Поэтому необходимо определять шаг вихревых линий по углу β_1**. Из рис. 1.1 $\operatorname{ctg} \beta_1 = U_1/V_1 \approx U/V_1$. Переходя к относительным величинам и подставляя выражение (1.13) в соотношение (1.3), получим

$$\bar{V}_1 = \bar{V}_y + \frac{k\bar{\Gamma}_r}{4\pi \bar{V}_1}. \qquad (1.14)$$

Тогда

$$\bar{V}_1 = \frac{1}{2}\left(\bar{V}_y + \sqrt{\frac{k\bar{\Gamma}_r}{\pi} + \bar{V}_y^2}\right). \qquad (1.15)$$

---

* Относительное расстояние между осями свободных вихрей, сошедших на режиме висения с сечения лопасти на относительном радиусе $\bar{r} = 0{,}7$, равно $\pi\sqrt{C_T}/k$.

** Впервые это было сделано в 1913 г. В. П. Ветчинкиным [25] применительно к пропеллерному режиму.

На режиме висения $\bar{V}_y = 0$ и

$$\bar{v}_1 = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{k\bar{\Gamma}_r}{\pi}}. \qquad (1.16)$$

Этот результат можно получить и по импульсной теории винта [49], основанной на гипотезе, что сила тяги кольцевого элемента винта определяется секундным изменением количества движения воздуха через этот элемент. Вихревая же теория Н. Е. Жуковского получает этот вывод из анализа вихревой системы.

Схеме расчета аэродинамических характеристик несущего винта на режимах висения и вертикального подъема целесообразно придать следующую последовательность.

Из аэродинамических характеристик профилей сечений лопасти (рис. 1.3), полученных при соответствующих числах $\text{Re} \doteq b\omega r/\nu$ и $M = \omega r/a$ (ν — кинематический коэффициент вязкости воздуха; a — скорость звука; *1* — M = 0,3, NACA 23012; *2* — M = 0,453, NACA 23012; *3* — M = 0,615, $\bar{c} = 0{,}06$), для ряда значений c_y до $c_{y\,\max}$ выписываем соответствующие им значения углов атаки α. В каждом сечении лопасти, зная его хорду, определяем относительную циркуляцию по формуле (1.5). Далее по формуле (1.15) находим для $\bar{V}_y = 0$; 0,05; 0,10 величины $\bar{V}_1$. По этим данным определяем истинные углы притекания потока $\beta_1 = \operatorname{arctg} \bar{V}_1/\bar{r}$

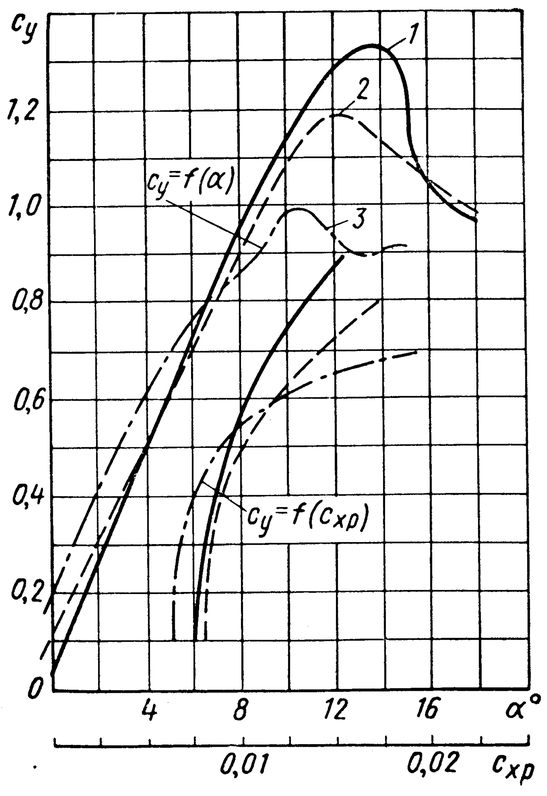


Рис. 1.3

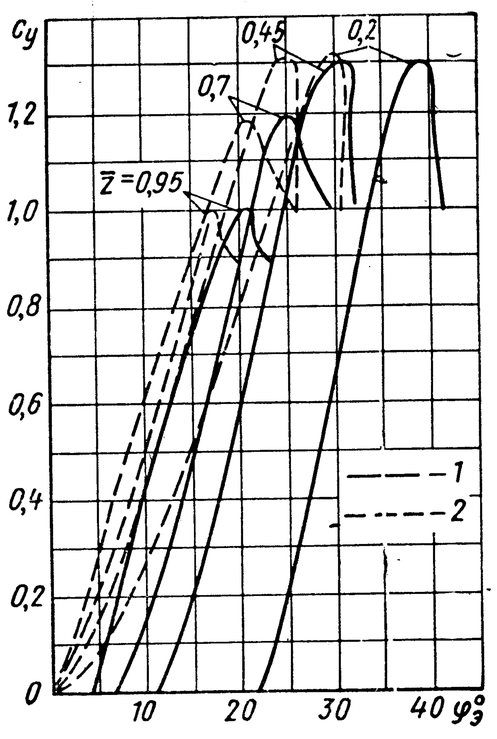


Рис. 1.4

и углы установки сечений лопасти, соответствующие исходным величинам c_y (см. рис. 1.1):

$$\varphi_э = \alpha + \beta_1. \qquad (1.17)$$

Результаты этих расчетов представляем в виде вспомогательных графиков $c_y = f(\varphi_э)$ по параметрам $\overline{V}_y$ и $\overline{r}$. На рис. 1.4 приведены эти графики для $\eta_* = 1$ и $\sigma = 0{,}11$.

Теперь переходим к расчету аэродинамических характеристик несущего винта. Зная установочные углы $\varphi_э = \varphi_{0э} + \Delta\varphi$ во всех сечениях лопасти для данного угла общего шага $\varphi_{0э}$, по графикам типа рис. 1.4, где *1* — $\overline{V}_y = 0{,}1$; *2* — $\overline{V}_y = 0$, находим величины c_y для всех сечений лопасти. Из поляр сечений (см. рис. 1.3) по c_y определяем c_{xp}. Если поверхность лопастей выполнена недостаточно качественно, то коэффициенты c_{xp} следует увеличить [34]. Далее по c_y вычисляем $k\overline{\Gamma}_r/\pi$ и находим $\overline{V}_1$. Затем вычисляем $C_Т$, m_V, m_p и $m_к = m_p + m_V$ по формулам (1.6), (1.10)—(1.12).

На режиме висения при $(\sqrt{C_Т}/k) \leqslant 0{,}035$ величина $\varkappa$ принимается равной 0,94. При $(\sqrt{C_Т}/k) > 0{,}035$ коэффициент $\varkappa$ определяется по графику на рис. 1.2. По этим данным строим графики аэродинамических характеристик несущего винта, имеющего $\sigma = 0{,}11$; $\eta_* = 1$, в виде $C_Т = f(m_к)$ по параметру $\overline{V}_y$ (рис. 1.5, где *1* — $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$; *2* — $\Delta\varphi_\Sigma = 14°$).

Во многих случаях удобно пользоваться коэффициентом вертикальной скорости

$$\tilde{V}_y = \overline{V}_y/\overline{v}_{10}, \qquad (1.18)$$

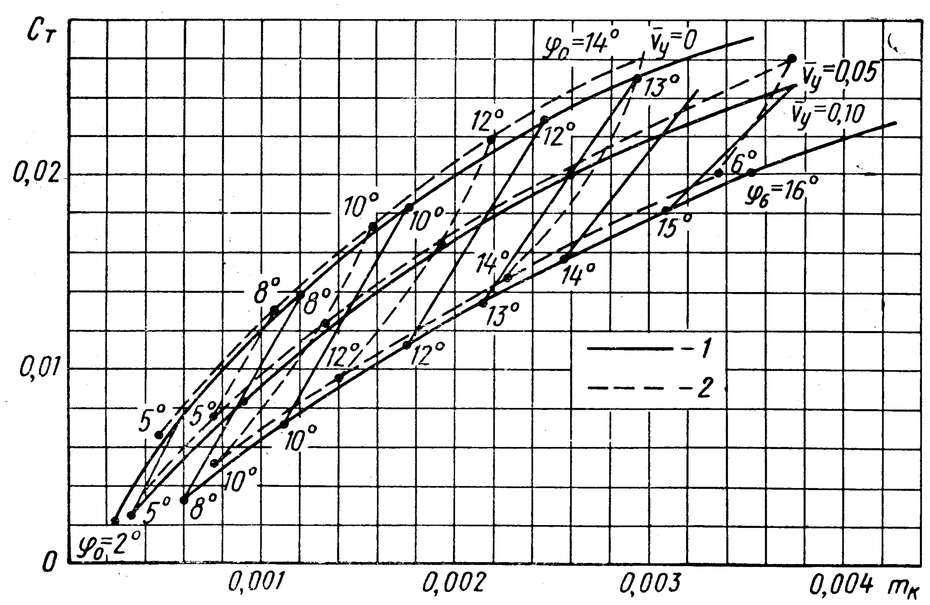


Рис. 1.5

введенным в теорию винта В. П. Ветчинкиным. Средняя по диску винта осевая индуктивная скорость $\overline{v}_{10}$ на висении может быть найдена по формуле (1.16) при замене $\overline{\Gamma}_r$ средней по лопасти (а следовательно, и по диску винта) циркуляцией $\overline{\Gamma}_{ср}$. Поэтому

$$\overline{v}_{10} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{k\overline{\Gamma}_{ср}}{\pi}} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{C_Т}{\varkappa}}. \qquad (1.19)$$

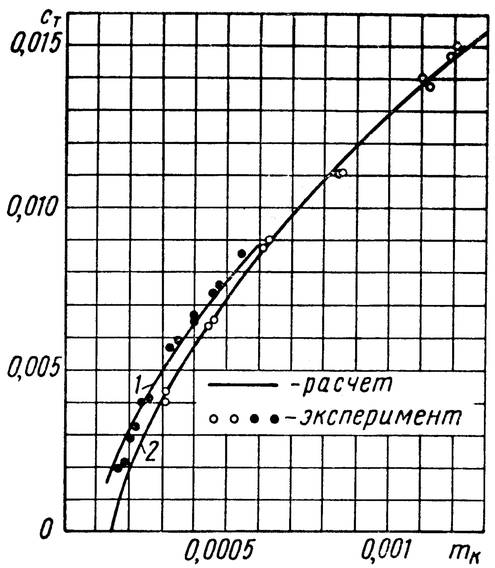


Рис. 1.6

Большое количество расчетов, выполненных по указанной методике, было сопоставлено с данными эксперимента на больших ($D = 12{,}5 \div 14{,}3$ м) и малых ($D = 1{,}6 \div 2{,}5$ м) моделях. Сопоставление показало вполне удовлетворительное согласование расчета и опыта. Для примера на рис. 1.6 представлены при $\overline{V}_y = 0$ поляры больших моделей несущих винтов, экспериментальные характеристики которых получены М. К. Сперанским (*1* — $D = 14{,}3$ м, $\sigma = 0{,}06$, $k = 3$, $\eta_* = 2{,}5$, $\Delta\varphi_\Sigma = 0°$; *2* — $D = 12{,}5$ м, $\sigma = 0{,}088$, $k = 4$, $\eta_* = 2{,}5$, $\Delta\varphi_\Sigma = 0°$). На рис. 1.7 показаны при $\overline{V}_y = 0$ поляры малых моделей (*1* — $D = 2{,}5$ м, $\sigma = 0{,}05$, $k = 3$, $\eta_* = 3$, $\Delta\varphi_\Sigma = 5°$; *2* — $D = 2{,}0$ м, $\sigma = 0{,}105$, $k = 3$, $\eta_* = 3{,}5$, $\Delta\varphi_\Sigma = 4{,}5°$). Эксперимент проводил А. С. Дьяченко. На рис. 1.8 сопоставлены расчетные и экспериментальные данные, полученные на модели винта диаметром 1 м с весьма большим коэффициентом заполнения ($\sigma = 0{,}255$, $k = 4$, $\eta_* = 1$, $\Delta\varphi_\Sigma = 0$, профиль NACA 23012) В. Д. Вороничевым и И. А. Серовым. Для наглядности по

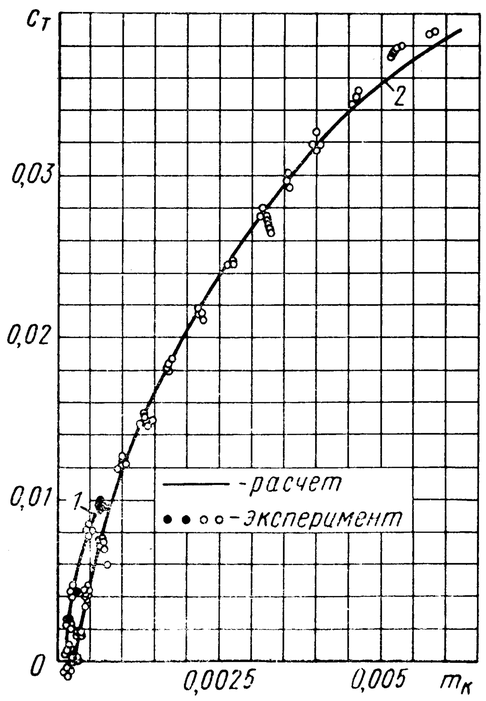


Рис. 1.7

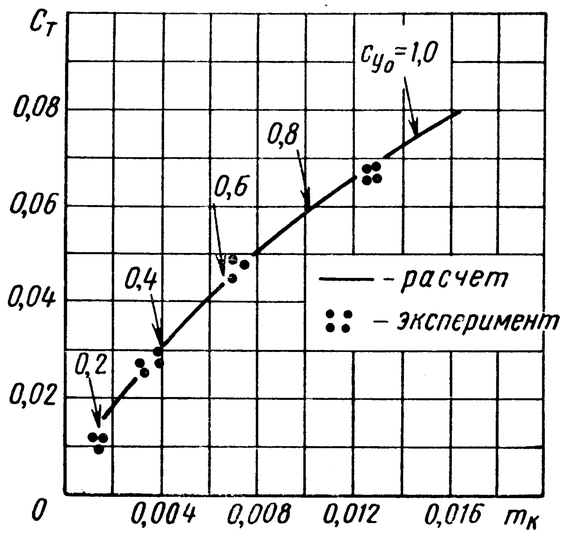


Рис. 1.8

кривой размечены величины c_{y0}. Сопоставление показывает, что и при таком большом коэффициенте заполнения расчет дает вполне удовлетворительные результаты при определении $\varkappa$ по графику на рис. 1.2.

В рассмотренном методе не учтено сужение струи и вихревой колонны. Вполне удовлетворительное схождение результатов расчетов с данными опыта показывает, что принятая вихревая модель удовлетворительно отражает реальную вихревую систему и, следовательно, усложнение метода определения интегральных характеристик винта на висении учетом поджатия струи было бы неоправданным.

1.2. УПРОЩЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА

Изложенный метод расчета предназначен для применения в той стадии проектирования, когда полностью выяснена компоновка лопасти. Для предварительного аэродинамического расчета несущего винта, связанного с оценкой вариантов основных его параметров, нужен упрощенный метод определения аэродинамических характеристик, позволяющий достаточно быстро получить нужные результаты.

Заменив в формуле (1.9) $\bar{\Gamma}_r$ выражением (1.5) и вынеся за знак интеграла средние значения коэффициента подъемной силы и хорды лопасти, получим

$$\bar{\Gamma}_{\text{ср}} = c_{y0}\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{b}\,\bar{r}^2\,d\bar{r} = \frac{1}{3}\,c_{y0}\bar{b}_c, \qquad (1.20)$$

где

$$c_{y0} = \frac{\int_{\bar{r}_0}^{1} c_y\bar{b}\,\bar{r}^2\,d\bar{r}}{\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{b}\,\bar{r}^2\,d\bar{r}}, \qquad \bar{b}_c = 3\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{b}r^2\,d\bar{r}.$$

Для трапециевидных лопастей (рис. 1.9)

$$\bar{b}_c = \bar{b}_{\bar{r}=1}(0{,}75 + 0{,}25\eta_*), \quad \bar{b}_7 = \bar{b}_{\bar{r}=1}\,(0{,}7 + 0{,}3\eta_*).$$

Подставив (1.20) в (1.8) при $\varkappa = 0{,}94$ и положив $k_{\text{т}} = \bar{b}_c/\bar{b}_7$, окончательно будем иметь

$$C_{\text{т}} = 0{,}313k_{\text{т}}\sigma c_{y0}, \text{ где } k_{\text{т}} = \frac{0{,}75 + 0{,}25\eta_*}{0{,}7 + 0{,}3\eta_*}. \qquad (1.21)$$

Для трапециевидных лопастей коэффициент $k_{\text{т}}$ равен 1,0; 0,96; 0,94; 0,92 при $\eta_* = 1, 2, 3, 4$ соответственно.

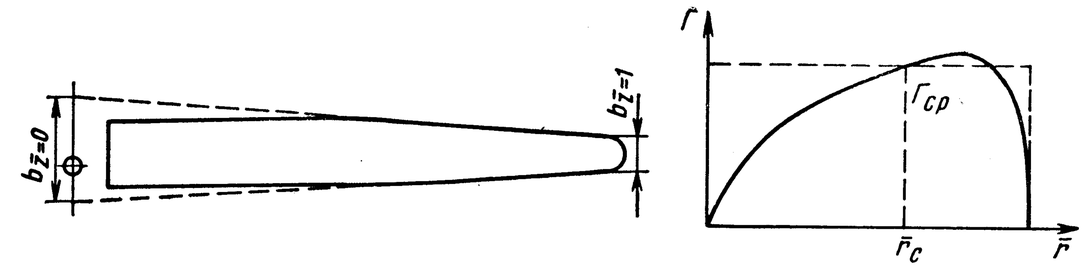


Рис. 1.9 *Рис. 1.10*

Зная из расчетов, выполненных по формуле (1.8) для данного $\bar{V}_y$, коэффициент силы тяги $C_{\text{т}} = f(\varphi_{\text{э}})$, по соотношению (1.21) найдем

$$c_{y0} = \frac{3{,}2C_{\text{т}}}{k_{\text{т}}\sigma} = f_1(\varphi_{\text{э}}). \qquad (1.22)$$

Теперь приближенно найдем относительный радиус $\bar{r}_c$, в сечении которого $\bar{\Gamma}_r = \bar{\Gamma}_{\text{ср}}$ (рис. 1.10). Предположим, что форма эпюры циркуляции выражается уравнением

$$\bar{\Gamma}_r = l_0 + l_1\bar{r}^n, \qquad (1.23)$$

где l_0, l_1 — положительные или отрицательные числа, а $n > -2$. В зависимости от величин коэффициентов l_0, l_1 и показателя степени n уравнением (1.23) могут быть выражены весьма различные кривые. Подставляя выражение (1.23) в (1.9), получим при $\bar{r}_0 = 0$

$$l_0 + l_1\bar{r}_c^n = 2\int_0^1 \bar{r}\,(l_0 + l_1\bar{r}^n)\,d\bar{r},$$

откуда $\bar{r}_c = (n/2 + 1)^{-1/n}$, т. е. при $\bar{\Gamma}_r$, выраженной по уравнению (1.23), величина $\bar{r}_c$ не зависит от коэффициентов l_0 и l_1 и определяется только показателем степени n. При $n = 1/3$, 1/2, 1, 2 и 3 относительный радиус $\bar{r}_c$ будет равен 0,63; 0,64; 0,67; 0,71 и 0,74 соответственно. Как видим, $\bar{r}_c$ мало меняется при широком диапазоне изменений n. Основываясь на этом, можно приближенно принять в среднем для всех форм лопастей $\bar{r}_c \approx 0{,}7$. Таким образом, имея в виду соотношение (1.20), среднюю для лопасти величину c_{y0} можно приближенно считать совпадающей с его значением в сечении на $\bar{r} = 0{,}7$.

Перейдем к приближенному определению коэффициента мощности, затрачиваемой на преодоление профильного сопротивления лопастей. На рис. 1.11 видно, что при умеренных окружных скоростях ($\omega R \leqslant 200$ м/с) поляра в диапазоне рабочих углов атаки может быть с достаточной точностью разделена на два участка. На участке OA (обычно при $c_y < 0{,}5$) приближенно можно принять $c_{xp} \approx \text{const}$, а на участке AB (при $c_y > 0{,}5$) — $c_{xp}/c_y \approx$

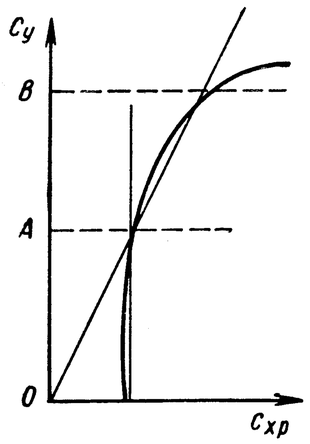


Рис. 1.11

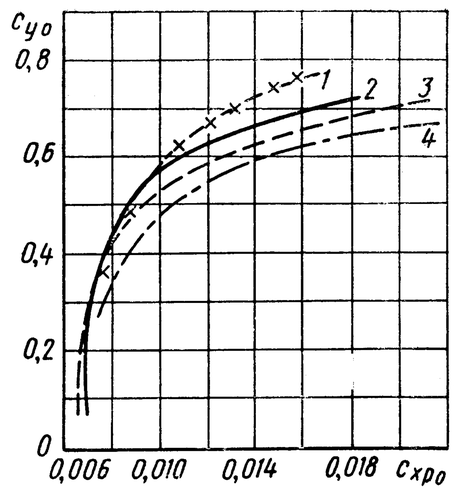


Рис. 1.12

$\approx$ const. Когда закрученная лопасть работает при среднем коэффициенте подъемной силы $c_{y0} < 0{,}5$, можно положить $c_{xp} \approx \approx \text{const} = c_{xp\,0}$. Вынося в формуле (1.11) за знак интеграла c_{xp0} и b_7, получим

$$m_p = \frac{k\bar{b}_7}{\pi} c_{xp\,0} \int_{\bar{r}_0}^{1} \tilde{b}\bar{r}^3\, d\bar{r}.$$

Представим m_p в виде

$$m_p = \frac{1}{4} k_p \sigma c_{xp\,0}, \tag{1.24}$$

где

$$k_p = 4 \int_{\bar{r}_0}^{1} \tilde{b}\bar{r}^3\, d\bar{r}. \tag{1.25}$$

Коэффициент k_p, учитывающий влияние формы лопасти на коэффициент мощности, затрачиваемой на преодоление ее профильного сопротивления, зависит только от очертания лопасти в плане. Этот коэффициент равен 1,000; 0,923; 0,878; 0,841 при $\eta_* = 1$, 2, 3, 4 соответственно.

Если $c_{y0} > 0{,}5$, то приближенно принимаем $c_{xp}/c_y \approx c_{xp\,0}/c_{y0} = \text{const}$. Тогда преобразовываем формулу (1.11) к виду

$$m_p = \frac{k}{\pi} \int_{\bar{r}_0}^{1} \frac{c_{xp}}{c_y} c_y \bar{b}\, \bar{r}^3\, d\bar{r} = \frac{c_{xp\,0}}{c_{y\,0}} \frac{2k}{\pi} \int_{0}^{1} \bar{r}^2 \bar{\Gamma}_r \times$$

$$\times\, d\bar{r} = \frac{c_{xp\,0}}{c_{y\,0}} \frac{k\bar{\Gamma}_{\text{ср}}}{\pi}\, 2 \int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}^2 \tilde{\Gamma}\, d\bar{r},$$

где

$$\tilde{\Gamma} = \bar{\Gamma}_r / \bar{\Gamma}_{\text{ср}}. \tag{1.26}$$

Подставив $\bar{\Gamma}_{\text{ср}}$ по формуле (1.20) и заменив $k\bar{b}_c/\pi = \sigma k_{\text{т}}$, получим

$$m_p = \frac{1}{4} k_p^* \sigma c_{xp\,0}, \tag{1.27}$$

где

$$k_p^* = \frac{8}{3} k_{\text{т}} \int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}^2 \tilde{\Gamma}\, d\bar{r}.$$

Коэффициент $c_{xp\,0}$ в формуле (1.27) приближенно определяется из поляры сечения лопасти на относительном радиусе $\bar{r} = 0{,}7$ по величине c_{y0}.

Теперь установим значение коэффициента k_p^*. Из формулы (1.9), поделив левую и правую части на $\bar{\Gamma}_{\text{ср}}$, получим

$$\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma}\, d\bar{r} = 1/2. \tag{1.28}$$

Заменяем

$$\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}^2 \tilde{\Gamma}\, d\bar{r} = \bar{r}_* \int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma}\, d\bar{r} = \frac{1}{2} \bar{r}_*, \quad \bar{r}_* = 2 \int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}^2 \tilde{\Gamma}\, d\bar{r}.$$

Если распределение циркуляции по длине лопасти равномерно (как у винта типа НЕЖ) и $\tilde{\Gamma} = 1$, то при $\bar{r}_0 = 0$ величина $\bar{r}_* = 2/3$ и $k_p^* = 8k_{\text{т}}/9$. При криволинейной эпюре $\tilde{\Gamma} = 10\bar{r}^2(1 - \bar{r})$ также будет $k_p^* = 8k_{\text{т}}/9$. Если $\tilde{\Gamma} = 3\bar{r}/2$, то $k_p^* = k_{\text{т}}$. При большой закрутке лопасти ее комлевая часть находится во второй области поляры, а концевая — в первой. Тогда целесообразно взять среднюю величину между k_p и k_p^*. По формуле (1.11) определим $m_p = f_2(\varphi_э)$ и по соотношению (1.24) найдем $c_{xp\,0} = f_3(\varphi_э)$. Объединив результаты вычислений по зависимостям (1.22) и (1.24), получим осредненную профильную поляру несущего винта. На рис. 1.12 для примера приведена такая поляра несущего винта с лопастями прямоугольной формы в плане ($\eta_* = 1$), закрученными по линейному закону при $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$ и 14° и $\bar{c}_{\bar{r}=1} = 0{,}06$ (*1* — $\Delta\varphi_\Sigma = 14°$, $\bar{V}_y = 0$; *2* — $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$, $\bar{V}_y = 0$; *3* — $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$, $\bar{V}_y = 0{,}05$; *4* — $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$, $\bar{V}_y = 0{,}1$).

Теперь преобразуем формулу (1.12) для m_V. Для этой цели подставим в нее выражение $\bar{V}_1$ по (1.15). Помножим и поделим правую часть получающегося соотношения на $\bar{\Gamma}_{\text{ср}} \sqrt{k\bar{\Gamma}_{\text{ср}}/\pi}$. Тогда формула (1.12) примет вид

$$m_V = \left(\frac{k\bar{\Gamma}_{\text{ср}}}{\pi}\right)^{3/2} \int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma} \left\{ \frac{\bar{V}_y}{\left(\frac{k\bar{\Gamma}_{\text{ср}}}{\pi}\right)^{1/2}} + \sqrt{\tilde{\Gamma} + \left[\frac{\bar{V}_y}{\left(\frac{k\bar{\Gamma}_{\text{ср}}}{\pi}\right)^{1/2}}\right]^2} \right\} d\bar{r}.$$

Согласно соотношениям (1.18), (1.19) и (1.8) окончательно получим

$$m_V = \frac{C_T^{3/2}}{2\varkappa^{3/2}} I_V, \tag{1.29}$$

где

$$I_V = \int_{\bar r_0}^{1} \bar r \tilde\Gamma \left(\tilde V_y + \sqrt{4\tilde\Gamma + \tilde V_y^2}\right) d\bar r. \tag{1.30}$$

Расчеты показали, что величина I_V практически не зависит от σ и $\varphi_{0э}$ и является в основном функцией коэффициента вертикальной скорости $\tilde V_y$ и формы лопасти. На рис. 1.13 приведен график $I_V = f(\tilde V_y)$ для винта типа НЕЖ *1*, для винта *2* с плоскими прямоугольными лопастями, закрученными по линейному закону ($\Delta\varphi_\Sigma = 5°$), и для винтов *3*, *4*, имеющих трапециевидные лопасти с сужением $\eta_* = 4$ и закруткой $\Delta\varphi_\Sigma = 5°$, $0°$ соответственно, а также для винта *5*, имеющего $\eta_* = 1$, $\Delta\varphi_\Sigma = 0°$. Для винта типа НЕЖ, имеющего постоянную по лопасти циркуляцию, формула (1.30) при $\bar r_0 = 0$ принимает простой вид

$$I_V = 0{,}5\left(\tilde V_y + \sqrt{4 + \tilde V_y^2}\right).$$

Составим теперь приближенную формулу коэффициента I_V для винта произвольной формы. Из формулы (1.30)

$$I_V = \int_{\bar r_0}^{1} \bar r \tilde\Gamma^{3/2} \left[\frac{\tilde V_y}{\tilde\Gamma^{1/2}} + \sqrt{4 + \left(\frac{\tilde V_y}{\tilde\Gamma^{1/2}}\right)^2}\right] d\bar r.$$

Расчеты показывают, что в основных сечениях выражение в квадратных скобках по числовому значению близко к тому, которое соответствует

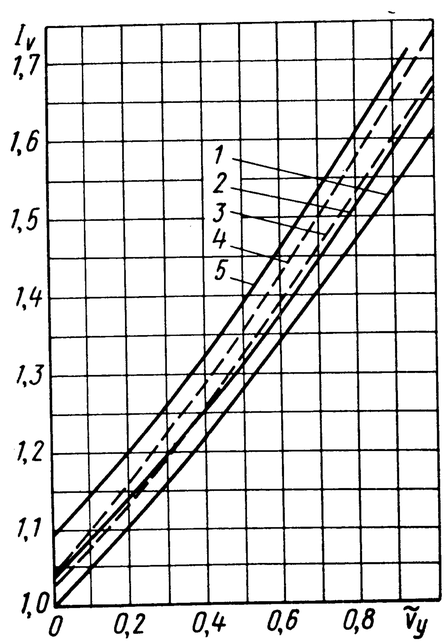


Рис. 1.13

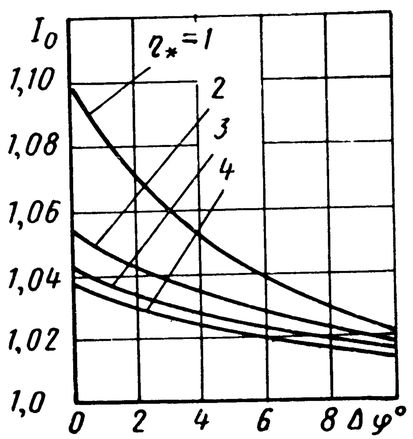


Рис. 1.14

сечению, где $\tilde\Gamma \approx 1$. Поэтому при небольших значениях $\tilde V_y/\tilde\Gamma^{1/2}$ можно приближенно принять для произвольной лопасти

$$I_V \approx 0{,}5 I_0 \left(\tilde V_y + \sqrt{4 + \tilde V_y^2}\right) \tag{1.31}$$

или для $\tilde V_y \leqslant 0{,}7$,

$$I_V \approx I_0 (1 + 0{,}56\tilde V_y). \tag{1.32}$$

Здесь I_0 — коэффициент, учитывающий влияние формы лопасти на индуктивное сопротивление винта на режиме висения. По зависимости (1.30) при $\tilde V_y = 0$

$$I_0 = 2\int_{\bar r_0}^{1} \bar r \tilde\Gamma^{3/2} d\bar r. \tag{1.33}$$

Для плоской прямоугольной лопасти $I_0 \approx 1{,}1$, а для винта типа НЕЖ $I_0 = 1$. Для несущих винтов с прямоугольными линейно закрученными лопастями ($\Delta\varphi_\Sigma \approx 5°$) можно принять $I_0 = 1{,}04$. На рис. 1.14 представлен график коэффициента I_0 для трапециевидных линейно закрученных лопастей. Таким образом, при $\varkappa \approx 0{,}94$

$$m_к = m_р + 0{,}55 C_T^{3/2} I_V, \tag{1.34}$$

где m_p определяется по формулам (1.24) или (1.27).

Теперь составим формулу для установочных углов сечений лопасти. В диапазоне рабочих углов атаки коэффициент подъемной силы может быть представлен в виде $c_y = a_\infty \alpha$, причем истинный угол атаки сечения определяется по формуле (1.17), в которой $\beta_1 = \operatorname{arctg}(V_1/\omega r) \approx \bar V_1/\bar r$. Следовательно,

$$c_y = a_\infty (\varphi_э - \bar V_1/\bar r). \tag{1.35}$$

Подставляем (1.35) в (1.5). Тогда

$$\bar\Gamma_r = \frac{1}{2} a_\infty \bar b (\varphi_э \bar r - \bar V_1). \tag{1.36}$$

Решая уравнение (1.36) относительно $\varphi_э \bar r$ и подставляя в него $\bar V_1$ по формуле (1.15), получим

$$\varphi_э \bar r = \frac{2\bar\Gamma_r}{a_\infty \bar b} + \frac{\bar V_y}{2} + \sqrt{\frac{k\bar\Gamma_r}{4\pi} + \frac{\bar V_y^2}{4}}. \tag{1.37}$$

Обозначим через $\varphi_{0э}$ эффективный установочный угол лопасти в сечении на $\bar r = \bar r_c$, где $\bar\Gamma_r = \bar\Gamma_{ср}$ и $\bar b = \bar b_c$. Затем выразим $\bar\Gamma_{ср}$ через C_T по формуле (1.8), введем коэффициент вертикальной скорости по соотношению (1.18) и заменим $k\bar b_c/\pi = \sigma k_T$. Тогда будем иметь окончательно

$$\varphi_{0э} = \frac{C_T^{1/2}}{4\bar r_c \varkappa^{1/2}} \left(\frac{8C_T^{1/2}}{a_\infty \sigma k_T \varkappa^{1/2}} + \tilde V_y + \sqrt{4 + \tilde V_y^2}\right).$$

Приняв $\bar{r}_c \approx 0{,}7$; $a_\infty = 5{,}6$; $k_\text{т} = 0{,}95$; $\varkappa = 0{,}94$, получим

$$\varphi^\circ_{0э} = 21{,}5 C_\text{т}^{1/2}\left(1{,}56\,\frac{C_\text{т}^{1/2}}{\sigma} + \tilde{V}_y + \sqrt{4 + \tilde{V}_y^2}\right). \qquad (1.38)$$

При практических расчетах для $\tilde{V}_y \leqslant 0{,}7$, как и в формуле (1.32), можно приближенно принять $\tilde{V}_y + \sqrt{4 + \tilde{V}_y^2} \simeq 2 + 1{,}12\tilde{V}_y$. Для примера укажем, что при $c_{y0} = 0{,}5$; $\sigma = 0{,}07$; $C_\text{т} = 0{,}011$; $\bar{V}_y \approx 0{,}01$; $\tilde{V}_y \approx 0{,}2$ получим $\varphi_{0э} \approx 10{,}3°$. При $\tilde{V}_y = 0$ и неизменных других исходных данных $\varphi_{0э} \approx 9{,}8°$.

В некоторых случаях нужно знать зависимость коэффициента силы тяги от конструктивного угла общего шага φ_0 и относительной скорости вертикального подъема $\bar{V}_y$. Подставив в формулу (1.38) $\varphi^\circ_{0э} = \varphi^\circ_0 - \bar{k}a^\circ_0$, где a_0 определяется формулой (3.14) при $\Delta a_0 \approx 0$, $\bar{r}_* = 0{,}75$ и имея в виду соотношение (1.18), получим $C_\text{т} = 0{,}82\sigma^2\,(1 + 1{,}7P_* - \sqrt{1 + 3{,}4P_*})\,(1 + 1{,}28\bar{k}_э)^{-2}$, где $P_* = (1 + 1{,}28\bar{k}_э)\,(0{,}0214\varphi^\circ_0 - \bar{V}_y)/\sigma$, а $\bar{k}_э = \gamma\bar{k}/a_\infty$ — эффективная характеристика регулятора взмаха [49]. Для приближенных расчетов можно пользоваться формулой $C_\text{т} = C_{\text{т}_0} + C_\text{т}^\varphi\varphi^\circ_0 + C_\text{т}^V\bar{V}_y$, где

$$C_{\text{т}\,0} \approx -\frac{0{,}41\sigma^2}{(1 + 1{,}28\bar{k}_э)^2}; \quad C_\text{т}^\varphi \approx \frac{0{,}0197\sigma}{1 + 1{,}28\bar{k}_э}; \quad C_\text{т}^V \approx -\frac{0{,}92\sigma}{1 + 1{,}28\bar{k}_э}.$$

При $0{,}45 \leqslant P_* \leqslant 5{,}0$ ошибка этой формулы не превышает 5%.

Установим еще связь циркуляции с геометрическими и аэродинамическими характеристиками лопасти. Подставляем соотношение (1.15) в формулу (1.36). Тогда

$$\frac{2\bar{\Gamma}_r}{a_\infty\bar{b}} = \varphi_э\bar{r} - \frac{\bar{V}_y}{2} - \sqrt{\frac{k\bar{\Gamma}_r}{4\pi} + \frac{\bar{V}_y^2}{4}}.$$

Решая это уравнение относительно $\bar{\Gamma}_r$, получим

$$\bar{\Gamma}_r = \frac{1}{2}a_\infty\bar{b}\left[F_* - \sqrt{F_*^2 - \varphi_э\bar{r}\,(\varphi_э\bar{r} - \bar{V}_y)}\right], \qquad (1.39)$$

где

$$F_* = \varphi_э\bar{r} + \frac{a_\infty k\bar{b}}{16\pi} - \frac{\bar{V}_y}{2}.$$

Зная очертания лопасти в плане $\bar{b} = \bar{b}\,(\bar{r})$, число лопастей k и закрутку $\Delta\varphi = f_2\,(\bar{r})$, по формуле (1.39) найдем эпюру $\bar{\Gamma}_r$ для данных $\varphi_{0э}$ и $\bar{V}_y$. Далее по формуле (1.9) определяем $\bar{\Gamma}_{ср}$, $\tilde{\Gamma} = \bar{\Gamma}_r/\bar{\Gamma}_{ср}$ и по соотношению (1.33) — коэффициент индукции I_0.

В некоторых случаях полезной может быть и другая последовательность. Зная $\bar{b} = f\,(\bar{r})$, задаемся $c_y = f_3\,(\bar{r})$ и по формуле (1.5) определяем $\bar{\Gamma}_r$. Затем по зависимости (1.37) находим эпюру $\varphi_э = f_4\,(\bar{r})$.

1.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СООСНЫХ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Рассмотрим работу соосных несущих винтов на режиме висения при различных расстояниях между ними. Пусть сначала несущие винты расположены очень близко один от другого. Тогда при равенстве крутящих моментов верхнего и нижнего винтов (условие балансировки) несущие винты будут иметь одинаковые тяги, так как нижний винт вызовет у верхнего винта такую же индуктивную скорость, как верхний у нижнего. Будем считать, что винт в соосной комбинации работает на режиме висения как одиночный винт при вертикальном подъеме со скоростью, равной средней индуктивной скорости, вызванной в его плоскости другим винтом. Иными словами, коэффициент средней индуктивной скорости в плоскости вращения винта будет равняться коэффициенту скорости вертикального подъема, т. е.

$$\tilde{v}_{1c} = \tilde{V}_y. \qquad (1.40)$$

Из формул (1.15) и (1.3) имеем

$$\bar{v}_1 = \frac{1}{2}\left(\sqrt{\frac{k\bar{\Gamma}_r}{\pi} + \bar{V}_y^2} - \bar{V}_y\right). \qquad (1.41)$$

Средняя по диску винта вертикальная индуктивная скорость при вертикальном подъеме $\bar{v}_{1c}$ определится из соотношения (1.41) при замене $\bar{\Gamma}_r$ на $\bar{\Gamma}_{ср}$. Поделив затем левую и правую части полученного равенства на величину $\bar{v}_{10}$, входящую в формулу (1.18), найдем соотношение коэффициентов скоростей

$$\tilde{v}_{1c} = \frac{1}{2}\left(\sqrt{4 + \tilde{V}_y^2} - \tilde{V}_y\right). \qquad (1.42)$$

Из уравнений (1.40) и (1.42) получим условный коэффициент скорости вертикального подъема $\tilde{V}_y = 1/\sqrt{2} \approx 0{,}71$.

Определим коэффициент I_V^* для винта, работающего в соосной комбинации на режиме висения. Для этого нужно полученную величину $\tilde{V}_y$ подставить в формулу (1.31). Тогда $I_V^* = I_0\sqrt{2}$. Таким образом, коэффициент крутящего момента винта в соосной системе по формуле (1.34) будет равен на режиме висения $m_\text{к} = m_p + 0{,}55\sqrt{2}C_\text{т}^{3/2}I_0$. Заменяя условно соосную систему одним эквивалентным несущим винтом того же диаметра, получим, что коэффициент крутящего момента всей соосной системы

$$m_{\text{к.\,со}} = 2m_\text{к} = 2m_p + 0{,}55\,(2C_\text{т})^{3/2}I_0. \qquad (1.43)$$

Если заменить $2m_p = m_{p.\,\text{со}}$, $2C_\text{т} = C_{\text{т со}}$, то придем к обычной формуле одиночного винта на режиме висения

$$m_{\text{к.\,со}} = m_{p\,\text{со}} + 0{,}55C_{\text{т со}}^{3/2}I_0. \qquad (1.44)$$

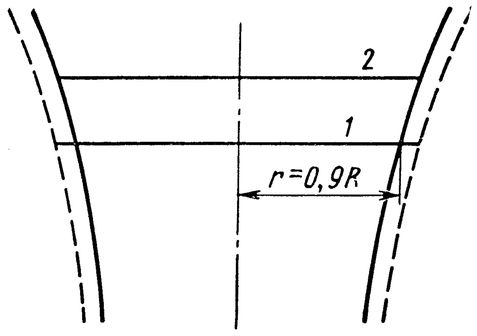


Рис. 1.15

Отсюда следует, что при очень близком расстоянии соосных винтов их суммарные аэродинамические характеристики могут быть определены по обычным формулам одиночного винта, имеющего двойное заполнение ($\sigma_{co} = 2\sigma$).

Теперь рассмотрим случай, когда расстояние между несущими винтами в соосной системе равно $0{,}2R$, как обычно и бывает на практике. Экспериментальные исследования, проведенные И. А. Серовым и Л. С. Павловым с одиночным винтом, показали, что при указанном расстоянии струя, отброшенная винтом, сужается и достигает диаметра, равного 90% диаметра винта (рис. 1.15, *1* — нижний винт; *2* — верхний). Струя же, созданная винтом, на $0{,}2R$ выше его плоскости, имеет диаметр, превышающий диаметр винта. В. И. Шайдаков теоретически установил, что влияние соосного винта на форму струи одиночного винта несущественно. Мало влияет и изменение коэффициента силы тяги. Вследствие этого можно принять, что средняя скорость, вызванная нижним винтом в плоскости верхнего, составляет 75% средней индуктивной скорости, которую создает нижний винт в своей плоскости, а средняя скорость, вызванная верхним винтом в омываемой им зоне нижнего, равна 1,25 средней индуктивной скорости в плоскости верхнего винта. Обозначим все величины, относящиеся к верхнему винту, индексом «2», а к нижнему — «1». Так как условия работы верхнего и нижнего винтов различны, то, очевидно, условие $m_{к1} = m_{к2}$ будет выполняться при $C_{T1} \neq C_{T2}$.

Итак, на режиме висения вертолета с соосными несущими винтами верхний винт условно находится на режиме вертикального подъема с относительной скоростью $\bar{V}_{y2} = 0{,}75\bar{v}_{1,1}$, а нижний винт — со скоростью $\bar{V}_{y1} = 1{,}25\bar{v}_{1,2}$. Заменив в формуле (1.41) $\bar{\Gamma}_r$ величиной $\bar{\Gamma}_{ср}$ и использовав соотношение (1.8), при $\varkappa = 1$ будем иметь $2\bar{v}_{1c} = \sqrt{C_T + \bar{V}_y^2} - \bar{V}_y$. Применим эту формулу к верхнему и нижнему винтам:

$$2\bar{v}_{1,2} = \sqrt{C_{T2} + (0{,}75\bar{v}_{1,1})^2} - 0{,}75\bar{v}_{1,1};$$

$$2\bar{v}_{1,1} = \sqrt{C_{T1} + (1{,}25\bar{v}_{1,2})^2} - 1{,}25\bar{v}_{1,2}.$$

Согласно соотношениям (1.8) при $\varkappa = 1$ и (1.19) $\bar{v}_{1,i} = \tilde{v}_{1,i}C_{T,i}^{1/2}/2$, где $i \approx 1, 2$. Поэтому

$$2\tilde{v}_{1,2} = \sqrt{4 + (0{,}75\tilde{v}_{1,1})^2\frac{C_{T1}}{C_{T2}}} - 0{,}75\tilde{v}_{1,1}\left(\frac{C_{T1}}{C_{T2}}\right)^{1/2}, \quad (1.45)$$

$$2\tilde{v}_{1,1} = \sqrt{4 + (1{,}25\tilde{v}_{1,2})^2\frac{C_{T2}}{C_{T1}}} - 1{,}25\tilde{v}_{1,2}\left(\frac{C_{T2}}{C_{T1}}\right)^{1/2}. \quad (1.46)$$

Условие равенства крутящих моментов ($m_{к1} = m_{к2}$) согласно (1.10) при $m_{p1} = m_{p2}$ приводит к соотношению

$$m_{V1} = m_{V2}. \quad (1.47)$$

Так как нижний винт обдувается струей верхнего только до $\bar{r} = 0{,}9$, а при $\bar{r} > 0{,}9$ лопасть работает на режиме висения, формула (1.29) примет следующий вид:

$$m_{V1} = \frac{C_{T1}^{3/2}}{2\varkappa^{3/2}}\left[\int_0^{0,9}\bar{r}\tilde{\Gamma}\left(\tilde{V}_{y1} + \sqrt{4\tilde{\Gamma} + \tilde{V}_{y1}^2}\right)d\bar{r} + 2\int_{0,9}^{1}\bar{r}\tilde{\Gamma}^{3/2}\,d\bar{r}\right].$$

Приняв для простоты $\tilde{\Gamma} \approx 1$, получим

$$m_{V1} \approx \frac{C_{T1}^{3/2}}{2\varkappa^{3/2}}\left[0{,}405\left(\tilde{V}_{y1} + \sqrt{4 + \tilde{V}_{y1}^2}\right) + 0{,}19\right] \quad (1.48)$$

и

$$m_{V2} \approx \frac{C_{T2}^{3/2}}{4\varkappa^{3/2}}\left(\tilde{V}_{y2} + \sqrt{4 + \tilde{V}_{y2}^2}\right). \quad (1.49)$$

Здесь

$$\tilde{V}_{y2} = \frac{2\bar{V}_{y2}}{C_{T2}^{1/2}} = 0{,}75\frac{2\bar{v}_{1,1}}{C_{T1}^{1/2}}\left(\frac{C_{T1}}{C_{T2}}\right)^{1/2} = 0{,}75\tilde{v}_{1,1}\bar{C}_T^{1/2},$$

$$\tilde{V}_{y1} = \frac{2\bar{V}_{y1}}{C_{T1}} = 1{,}25\frac{2\bar{v}_{1,2}}{C_{T2}^{1/2}}\left(\frac{C_{T2}}{C_{T1}}\right)^{1/2} = 1{,}25\tilde{v}_{1,2}\frac{1}{\bar{C}_T^{1/2}},$$

где $\bar{C}_T = C_{T1}/C_{T2}$. Подставляя эти величины в выражения (1.48), (1.49) и (1.47), получим

$$0{,}75\tilde{v}_{1,1}\bar{C}_T^{1/2} + \sqrt{4 + (0{,}75\tilde{v}_{1,1})^2\bar{C}_T} =$$

$$= 2\bar{C}_T^{3/2}\left\{0{,}405\left[\frac{1{,}25\tilde{v}_{1,2}}{\bar{C}_T^{1/2}} + \sqrt{4 + \frac{(1{,}25\tilde{v}_{1,2})^2}{\bar{C}_T}}\right] + 0{,}19\right\}. \quad (1.50)$$

Возводя в квадрат равенства (1.45) и (1.46), соответственно будем иметь

$$4\tilde{v}_{1,2}^2 + 3\tilde{v}_{1,2}\tilde{v}_{1,1}\bar{C}_T^{1/2} = 4; \quad (1.51)$$

$$4\tilde{v}_{1,1}^2 + 5\tilde{v}_{1,2}\tilde{v}_{1,1}\frac{1}{\bar{C}_T^{1/2}} = 4. \quad (1.52)$$

Система уравнений (1.50)—(1.52) имеет решение $\bar{C}_T = 0{,}86$; $\tilde{v}_{1,2} = 0{,}8$; $\tilde{v}_{1,1} = 0{,}6$. Эксперименты А. Д. Левина на моделях соосных винтов ($D = 2{,}034$ м, $\sigma = 0{,}0445$, $\Delta\varphi_\Sigma = 12°$, $\eta_* = 3$, $\bar{y}_1 = 0{,}197$) при $C_{T2}/\sigma = 0{,}172$ дали $\bar{C}_T = 0{,}87$, что близко к теоретической величине.

Определим теперь суммарные характеристики соосной системы как характеристики эквивалентного одиночного винта того же диаметра:

$$C_{\text{т. со}} = C_{\text{т}\,1} + C_{\text{т}\,2} = C_{\text{т}\,2}(1 + \bar{C}_{\text{т}}),$$

$$m_{\text{к. со}} = m_{p\,\text{со}} + m_{V\,\text{со}}, \qquad (1.53)$$

где $m_{p\,\text{со}} = 2m_p$ и в силу равенства (1.47) $m_{V\,\text{со}} = 2m_{V2}$. Тогда $C_{\text{т}2} = C_{\text{т со}}/1{,}86$, $\tilde{V}_{y2} = 0{,}42$ и по формуле (1.49) находим

$$m_{V\,\text{со}} = 2m_{V\,2} = 0{,}54C_{\text{т со}}^{3/2}. \qquad (1.54)$$

Сопоставляя формулы (1.53) и (1.54) с формулой (1.44) при $\tilde{\Gamma}_r = 1$ и, следовательно, по (1.33) при $I_0 = 1$, видим, что средние аэродинамические характеристики соосной системы в двух рассмотренных случаях практически одинаковы. Отсюда следует важный вывод: средние характеристики соосной системы практически не зависят от расстояния между винтами [9] *. Расстояние между несущими винтами в соосной системе влияет только на перераспределение тяги между верхним и нижним винтами.

Таким образом, при составлении рабочих формул можно считать несущие винты расположенными очень близко друг к другу. Тогда, как отмечалось выше, коэффициенты силы тяги обоих винтов будут одинаковыми и индуктивная скорость, вызываемая одним винтом в плоскости вращения другого, будет равна индуктивной скорости, вызываемой им в своей плоскости. При этом условная скорость вертикального подъема винта будет равна

$$\tilde{V}_y^* = \tilde{V}_y + \tilde{v}_1^*. \qquad (1.55)$$

Определим среднюю индуктивную скорость, которую будет создавать несущий винт в соосной системе при близком расположении винтов. Формула (1.42) примет вид $\tilde{v}_1^* = (\sqrt{4 + \tilde{V}_y^{*2}} - \tilde{V}_y)/2$. Подставив сюда выражение (1.55) и решив уравнение относительно $\tilde{v}_1^*$, получим для винта в соосной системе

$$\tilde{v}_1^* = 0{,}25\left(\sqrt{8 + \tilde{V}_y^2} - \tilde{V}_y\right), \quad \tilde{V}_y^* = 0{,}25\left(\sqrt{8 + \tilde{V}_y^2} + 3\tilde{V}_y\right).$$

Соответственно для коэффициента I_V по формуле (1.31) будем иметь $I_V^* = 0{,}5\, I_0\left(\tilde{V}_y^* + \sqrt{4 + \tilde{V}_y^{*2}}\right)$. Подставив выражение $\tilde{V}_y^*$, получим

$$I_V^* = 0{,}5 I_0\left(\tilde{V}_y + \sqrt{8 + \tilde{V}_y^2}\right). \qquad (1.56)$$

* Этот вывод хорошо подтверждают результаты экспериментов Лесли с соосными винтами (БНТИ ЦАГИ, тех. перевод № 31, 1941 г.). Позже к тому же выводу пришел И. А. Серов. Л. А. Поташник, а затем В. И. Шайдаков получили этот результат, прилагая импульсную теорию винта к соосной схеме. В последнее время В. С. Вождаев пришел к тому же результату, основываясь на лопастной вихревой теории соосных винтов.

При $\tilde{V}_y \leqslant 0{,}6$ можно приближенно положить $\sqrt{8 + \tilde{V}_y^2} \approx 2{,}82 + 0{,}12\tilde{V}_y$. Тогда

$$I_V^* = I_0\,(1{,}41 + 0{,}56\tilde{V}_y). \qquad (1.57)$$

Таким образом, аэродинамические характеристики несущего винта в соосной системе определяются по формулам (1.21), (1.24), (1.27) и (1.34), причем в последней коэффициент I_V должен определяться по формуле (1.57).

Теперь аналогично формуле (1.43) составим формулу для суммарного коэффициента крутящего момента двух соосных винтов. Вследствие выражений (1.34) и (1.57) имеем

$$m_{\text{к.со}} = 2m_{\text{к}} = 2m_{\text{р}} + 2\cdot 0{,}55C_{\text{т}}^{3/2} I_0\,(1{,}41 + 0{,}56\tilde{V}_y).$$

Вспомнив, что $\tilde{V}_y = 2\bar{V}_y/C_{\text{т}}^{3/2}$ при $\varkappa = 1$ и заменив $2C_{\text{т}} = C_{\text{т со}}$, $2m_p = m_{p.\text{со}}$, получим

$$m_{\text{к.со}} = m_{p.\text{со}} + 0{,}55C_{\text{т. со}}^{3/2} I_V, \qquad (1.58)$$

где

$$I_V = I_0\,(1 + 0{,}56\tilde{V}_{y\,\text{со}}), \quad \tilde{V}_{y\,\text{со}} = 2\bar{V}_y C_{\text{т. со}}^{-1/2}.$$

Сравнивая формулу (1.58) с (1.34) и (1.32), видим, что она совпадает с формулой для одиночного винта с двойным заполнением. Следовательно, аэродинамический расчет несущих соосных винтов на режиме вертикального полета может производиться либо как расчет одиночного винта с двойным заполнением ($\sigma_{\text{со}} = 2\sigma$), либо как расчет двух винтов с одинарным заполнением с учетом взаимных влияний.

На рис. 1.16 приведена поляра соосных несущих винтов с трапециевидными лопастями (имеющими коэффициент заполнения $\sigma = 2\cdot 0{,}0475 = 0{,}095$, сужение 2,5 и закрутку 8°) на режиме висения, полученная

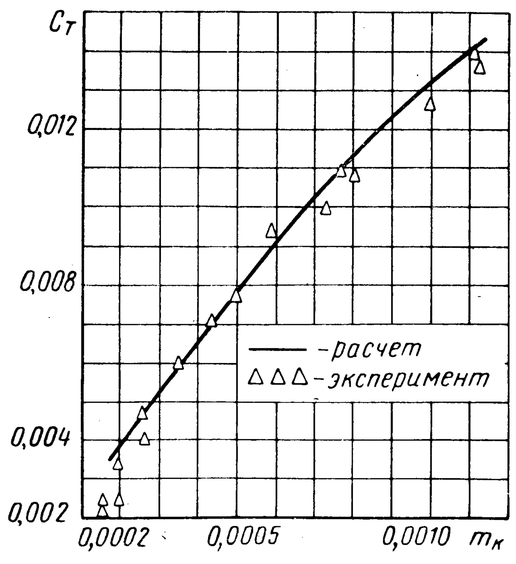


Рис. 1.16

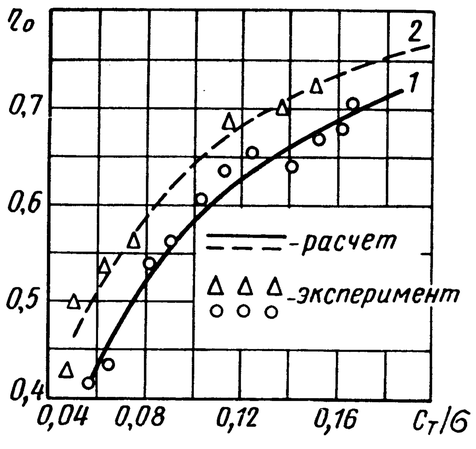


Рис. 1.17

расчетом по формуле одиночного винта с двойным заполнением. Здесь же нанесены экспериментальные точки, полученные И. О. Факторовичем и И. А. Серовым в опытах с соосными винтами указанной формы, имеющими диаметр $D = 5{,}07$ м ($\omega R = 106$ м/с).

На рис. 1.17 для того же винта представлены кривые относительного КПД η_0 для одиночного изолированного *1* и соосных *2* винтов. Относительный коэффициент полезного действия вычислен по формуле

$$\eta_0 = C_T^{3/2}/2m_к = (2m_p C_T^{-3/2} + 1{,}1 I_0)^{-1}. \qquad (1.59)$$

Согласно формулам (1.21) и (1.24) $m_p C_T^{-3/2} = 1{,}43 k_p k_T^{-3/2} \times \sigma^{-1/2} c_{xp_0} c_{y0}^{-3/2}$. При расчете было принято $I_0 = 1{,}04$; $k_p = 0{,}93$; $k_T = 0{,}95$. Коэффициенты профильного сопротивления, введенные в расчет, указаны на рис. 1.12. Как видим, экспериментальные данные хорошо подтверждают результаты расчета.

Отметим, что согласно расчетам у прямоугольных лопастей при изменении закрутки лопастей с 7° до 14° относительный коэффициент полезного действия увеличивается приблизительно на 4%.

1.4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЧАСТИЧНО ПЕРЕКРЫВАЮЩИХСЯ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

Двухвинтовые вертолеты продольного и поперечного типов обычно компонуются с частичным перекрытием несущих винтов (рис. 1.18). В зоне частичного перекрытия лопасти работают при увеличенных осевых скоростях из-за взаимного индуктивного влияния, что увеличивает мощность, потребную для их работы при данной силе тяги, и уменьшает силу тяги при постоянной мощности.

Уменьшение силы тяги несущих винтов исследовалось экспериментально. Это уменьшение относительно невелико. Согласно опытам И. А. Серова, Л. С. Павлова, В. Н. Владимирова и экспериментам Хастона, Тепскотта [55] с двухвинтовой частично перекрывающейся несущей системой, относительное уменьшение силы тяги $\Delta T_* = \Delta T_*/T$ может быть представлено простой эмпирической зависимостью

$$\Delta \overline{T}_* \approx 0{,}0667\,(2 - \overline{x}_*), \quad \overline{x}_* \leqslant 2. \qquad (1.60)$$

Здесь $\overline{x}_*$ (или $\overline{z}_*$ для поперечной схемы) — относительное расстояние между осями несущих винтов. Согласно рис. 1.18 $\overline{x}_* = 2 - \overline{a}$. Для четырехвинтового вертолета, несущие винты которого скомпонованы по схеме, показанной на рис. 1.19, величина $\overline{a}$ определяется так же, как для двухвинтового. В случае четырехвинтового

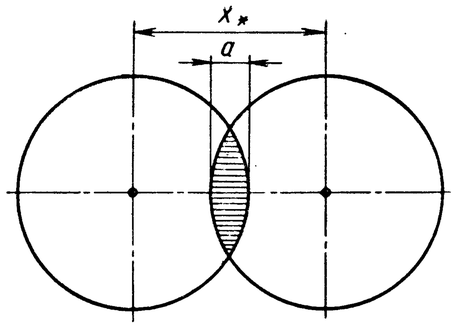


Рис. 1.18

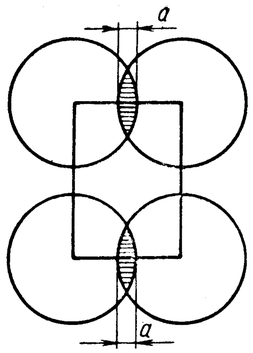


Рис. 1.19

вертолета, имеющего частичное перекрытие всех несущих винтов (рис. 1.20), $\overline{a} = \overline{a}_1 + \overline{a}_2$. Таким образом, эффективная сила тяги несущей системы определяется по величине $T_0 = mg$, а мощность, потребная на ее создание, по силе $T = T_0 + \Delta T_*$.

Аэродинамические характеристики частично перекрывающихся винтов могут быть установлены и теоретическим путем при исследовании индуктивного взаимодействия несущих винтов.

Двухвинтовые вертолеты продольной схемы с превышением заднего винта над передним взлетают так, чтобы несущие винты располагались в одной плоскости. Это делается для ликвидации крена, создаваемого парой боковых сил. Поэтому будем считать несущие винты лежащими в одной плоскости. Рассмотрим сечение лопасти винта *1* на относительном радиусе $\overline{r}_1$ (рис. 1.21). Окружность этого сечения пересекается с окружностями сечений винта *2* по дуге *ABC*. В точках *A* и *C* происходит пересечение с окружностью концевого сечения винта *2* с относительным радиусом $\overline{r}_{2\,max} = 1$, а в точке *B* — касание окружности сечения, относительный радиус которого $\overline{r}_{2\,min} = \overline{z}_* - \overline{r}_1$. Центральный угол γ_r, соответствующий половине дуги *AC*, найдется из соотношения $\cos\gamma_r = (\overline{z}_*^2 + \overline{r}_1^2 - 1)/2\overline{z}_*\overline{r}_1$. Эта зависимость представлена на рис. 1.22, где *1* — $\overline{z}_* = 1{,}4$; *2* — $z_* = 1{,}6$; *3* — $\overline{z}_* = 1{,}8$. Таким образом, на режиме висения индуктивная скорость будет распре-

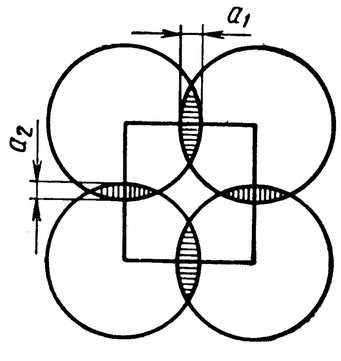


Рис. 1.20

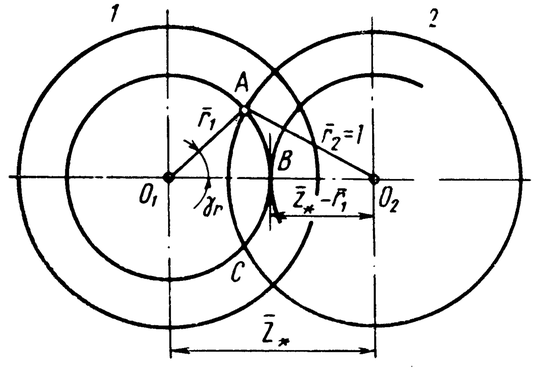


Рис. 1.21

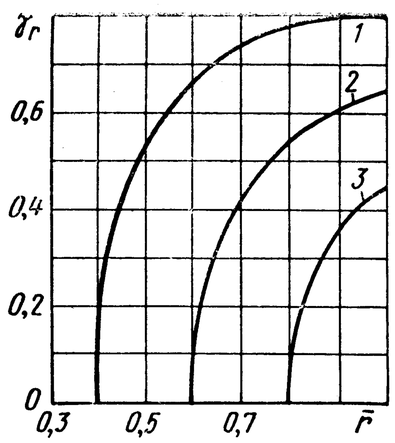


Рис. 1.22

делена по окружности радиуса $\bar r_1$ неравномерно. Суммарная индуктивная скорость в точках дуги ABC вызвана вихревой системой винта *1* и вихревыми слоями винта *2*, расположенными на окружностях относительных радиусов $1 \geqslant \bar r_2 \geqslant \bar z_* - \bar r_1$. Для расчета вместо переменной индуктивной скорости в сечениях винта *2*, пересекающихся с окружностью $\bar r_1$, можно взять индуктивную скорость в сечении на среднем относительном радиусе $\bar r_c = 0{,}5\,(1 + \bar z_* - \bar r_1)$.

В. И. Шайдаков получил формулу для суммарной индуктивной скорости в точке, в которой пересеклись окружности сечения винта *1* с относительной циркуляцией $\bar\Gamma_{r\,(1)}$ и винта *2* с циркуляцией $\bar\Gamma_{r\,(2)}$. На режиме висения $\bar v_{1п} = 0{,}5\sqrt{(k/\pi)\,(\bar\Gamma_{r\,(1)} + \bar\Gamma_{r\,(2)})}$. Приращение средней относительной индуктивной скорости по дуге ABC, обусловленное частичным перекрытием, $\Delta\bar v = \bar v_{1п} - \bar v_1$, где $\bar v_1$ — определяемая по формуле (1.16) индуктивная скорость одиночного винта на режиме висения в рассматриваемом сечении на относительном радиусе $\bar r_1$.

Дополнительная мощность, которая нужна для преодоления дополнительного индуктивного сопротивления в зоне частичного перекрытия,

$$\Delta N_* = \frac{k}{75\pi}\int\limits_0^{\gamma_r} d\psi \int\limits_{z_*-R}^{R} \Delta v\, d\mathrm{T}.$$

Переходя к относительным величинам и имея в виду соотношения (1.4), (1.8) и (1.26), после обычных преобразований будем иметь

$$\Delta N_* = \frac{1}{75}\,\frac{\rho}{2}\,(\omega R)^3\,\pi R^2\,\frac{C_\mathrm{T}^{3/2}}{\varkappa^{3/2}}\,\frac{1}{\pi}\int\limits_0^{\gamma_r} d\psi \int\limits_{\bar z_*-1}^{1} \bar r\,\tilde\Gamma_{(1)}^{3/2}\left(\sqrt{1 + \frac{\tilde\Gamma_{(2)}}{\tilde\Gamma_{(1)}}} - 1\right) d\bar r.$$

Отсюда находим прирост коэффициента потребной мощности, обусловленный перекрытием,

$$\Delta m_* = \frac{C_\mathrm{T}^{3/2}}{\varkappa^{3/2}}\int\limits_{\bar z_*-1}^{1} \bar r\,\tilde\Gamma_{(1)}^{3/2} f_*\, d\bar r,$$

где

$$f_* \approx \frac{\gamma_r}{\pi}\left(\sqrt{1 + \frac{\tilde\Gamma_{(c)}}{\tilde\Gamma_{(1)}}} - 1\right).$$

Относительное увеличение потребной мощности можно представить в виде

$$\Delta\bar N_* = \frac{\Delta N_*}{N_\mathrm{к}} = \frac{C_\mathrm{T}^{3/2}}{\varkappa^{3/2} m_\mathrm{к}}\int\limits_{\bar z_*-1}^{1} \bar r\,\tilde\Gamma_{(1)}^{3/2} f_*\, d\bar r.$$

Заменив $C_\mathrm{T}^{3/2}/m_\mathrm{к}$ величиной $2\eta_0$ и приняв $\varkappa \approx 0{,}94$, получим

$$\Delta\bar N_* = 2{,}2\eta_0\int\limits_{\bar z_*-1}^{1} \bar r\,\tilde\Gamma_{(1)}^{3/2} f_*\, d\bar r. \qquad (1.61)$$

Согласно формуле Вельнера—Ренара $\mathrm{T} = (a^*\eta_0 DN)^{2/3}$. При $a^*\eta_0 D = \mathrm{const}$ получаем

$$1 + \Delta\bar\mathrm{T}_* = (1 + \Delta\bar N_*)^{2/3}, \qquad (1.62)$$

где $\Delta\bar\mathrm{T}_* = \Delta\mathrm{T}_*/\mathrm{T}$, $\Delta\bar N_* = \Delta N_*/N$. Так как отношение $\Delta\bar N_* < 0{,}2$, то формулу (1.62) можно представить в виде

$$\Delta\bar\mathrm{T}_* \approx \frac{2}{3}\,\Delta\bar N_*. \qquad (1.63)$$

Согласно формулам (1.63) и (1.61)

$$\Delta\bar\mathrm{T}_* \approx 1{,}47\eta_0\int\limits_{\bar z_*-1}^{1} \bar r\,\bar\Gamma_{(1)}^{3/2} f_*\, d\bar r.$$

В табл. 1.1 приведены результаты расчета при $\eta_0 \approx 0{,}68$.

Таблица 1.1

$\bar z_*$	1,8		1,4	
Тип циркуляции	I $\tilde\Gamma = 1{,}5\bar r$	III $\tilde\Gamma = 1$	I $\tilde\Gamma = 1{,}5\bar r$	III $\tilde\Gamma = 1$
$\Delta\bar\mathrm{T}_*$	0,012	0,008	0,045	0,040

Видно, что при увеличении перекрытия от $\bar z_* = 1{,}8$ до $\bar z_* = 1{,}4$ потребная дополнительная сила тяги увеличивается в 3,7—5 раз. При циркуляции типа I величина $\Delta\bar\mathrm{T}_*$ в 1,1—1,5 раза больше, чем при циркуляции типа III. Согласно зависимости (1.60) для винтов, циркуляция которых имеет промежуточную форму между типами I и III, при $\bar z_* \approx 1{,}8$ величина $\Delta\bar\mathrm{T}_* = 0{,}013$, а для $\bar z = 1{,}4$ отношение $\Delta\bar\mathrm{T}_* = 0{,}040$. Из сопоставления этих величин заключаем, что опыт удовлетворительно подтверждает теоретические результаты.

ГЛАВА 2

ВИСЕНИЕ И ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА ПО ВЕРТИКАЛИ С УСТАНОВИВШЕЙСЯ СКОРОСТЬЮ

2.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА НА РЕЖИМАХ ВИСЕНИЯ, ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОДЪЕМА И СНИЖЕНИЯ

Режимы висения и подъема по вертикали (рис. 2.1) являются важнейшими для вертолета, так как определяют его специфические качества. Для характеристики вертолета на этих режимах необходимо определять мощность, нужную для висения вне влияния воздушной подушки * в различных атмосферных условиях, и установить предельную высоту (так называемый абсолютный «статический потолок»), на которой потребная и располагаемая мощности равны. Важно также знать наибольшую скорость вертикального подъема, которую способен развивать вертолет, так как она характеризует его возможность противостоять нисходящим потокам воздуха.

На режиме установившегося вертикального полета

$$mg = \mathrm{T} - \Delta\mathrm{T} = \mathrm{T}(1 - \Delta\overline{\mathrm{T}}), \tag{2.1}$$

где $\Delta\overline{\mathrm{T}} = \Delta\overline{\mathrm{T}}_{\text{к}} + \Delta\overline{\mathrm{T}}_{\text{ф}} + \Delta\overline{\mathrm{T}}_{\text{г. о}}$ — относительное увеличение силы тяги несущих винтов, потребное для преодоления аэродинамического сопротивления соответственно крыла, фюзеляжа и горизонтального оперения, находящихся в потоке от винта.

Первое слагаемое находим по формуле (рис. 2.2)

$$\Delta\mathrm{T}_{\text{к}} = \rho c_{x\text{к}} \int\limits_{r_0}^{\frac{l_{\text{к}}}{2}} b_{\text{к}} v_{\text{к}}^2 \, dr, \tag{2.2}$$

где $c_{x\text{к}}$ — средний по полуразмаху крыла коэффициент аэродинамического сопротивления, $b_{\text{к}}$ — хорда крыла. На режиме висения по (1.16) имеем

$$\bar{v}_{\text{к}} = \frac{\varkappa_{\text{к}}}{2} \sqrt{\frac{k\overline{\Gamma}_r}{\pi}}, \tag{2.3}$$

где $\varkappa_{\text{к}}$ — коэффициент, учитывающий увеличение скорости потока воздуха, отброшенного винтом, из-за удаления крыла от винта,

* О влиянии воздушной подушки на взлетные данные вертолета см. в работах [34, 49].

причем $1 \leqslant \varkappa_{\text{к}} \leqslant 2$. Подставив формулу (2.3) в соотношение (2.2) и приняв во внимание зависимости (1.8), (1.9) и (1.26), получим

$$\Delta\overline{\mathrm{T}}_{\text{к}} = \frac{\Delta\mathrm{T}_{\text{к}}}{\mathrm{T}} = \frac{1}{2} \frac{\varkappa_{\text{к}}^2}{\varkappa} c_{x\text{к}} \overline{S}_{\text{к}} \tilde{T}_{\text{к}}, \tag{2.4}$$

где

$$\tilde{\mathrm{T}}_{\text{к}} = \frac{1}{\bar{l}_{\text{к}}} \int\limits_{\bar{r}_0}^{\frac{\bar{l}_{\text{к}}}{2}} \tilde{b}_{\text{к}} \tilde{\Gamma} \, d\bar{r}, \quad \tilde{b}_{\text{к}} = \frac{b_{\text{к}}}{b_{\text{кс}}}, \tag{2.5}$$

а $b_{\text{кс}} = S_{\text{к}}/l_{\text{к}}$ — средняя хорда обдуваемой части крыла.

Взаимодействие винта и обдуваемого им элемента вертолета заключается как в увеличении аэродинамического сопротивления этого элемента, так и в увеличении силы тяги винта из-за экранного эффекта, создаваемого обдуваемыми частями. Определяя величину $\varkappa_{\text{к}}^2 c_{x\text{к}}/\varkappa$ из экспериментальных данных, мы учитываем полное взаимодействие между несущим винтом и элементами вертолета, находящимися в его потоке.

Экспериментальные исследования А. С. Дьяченко на моделях показали, что поток от винта полностью турбулизирован и, следовательно, ожидать значительного изменения коэффициентов аэродинамического сопротивления c_x из-за различия чисел Рейнольдса оснований нет. Опыты В. Ф. Антропова с моделью фюзеляжа в диапазоне скоростей потока от 5 до 40 м/с дали практическое постоянство коэффициента сопротивления. Исследования В. Н. Владимирова и А. Д. Левина, проводившиеся ими на моделях одинаковой формы, но отличающихся по линейным размерам в 2,2 раза, дали тот же результат.

Обработка экспериментальных результатов, полученных на модели одновинтового вертолета в аэродинамической трубе И. А. Серовым и Л. С. Павловым, дает $\varkappa_{\text{к}}^2 c_{x\text{к}}/\varkappa \approx 4$. Поэтому

$$\Delta\overline{\mathrm{T}}_{\text{к}} \approx 2\overline{S}_{\text{к}} \tilde{\mathrm{T}}_{\text{к}}. \tag{2.6}$$

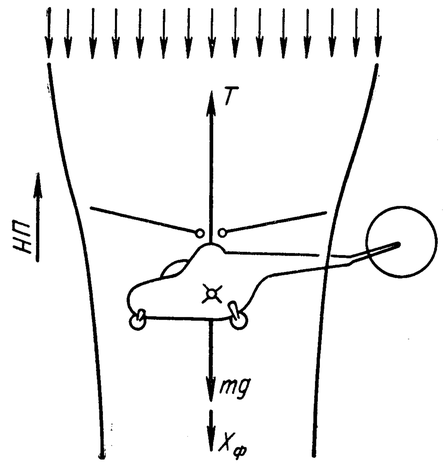


Рис. 2.1

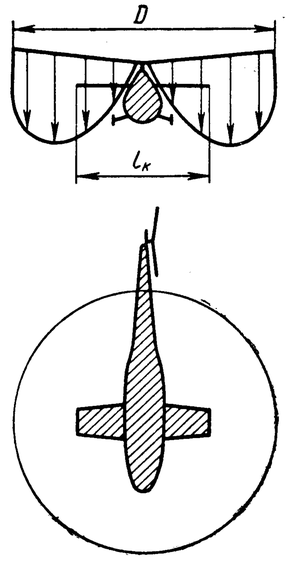


Рис. 2.2

Естественно, что перенос коэффициентов сопротивления $c_{x\text{к}}$ на модели несколько другой формы и на другое распределение скоростей потока, обусловленное изменением компоновки лопастей, вводит погрешность. Но аэродинамическое сопротивление корпуса в потоке от винта в одновинтовой схеме с небольшим крылом составляет 2—3,5%, а в поперечной — 10—13% силы тяжести. Поэтому на окончательных результатах приближенность в коэффициентах $c_{x\text{к}}$ скажется мало.

Рассмотрим, приняв $\bar{b}_\text{к} = 1$ и $\bar{r}_0 = 0$, влияние формы эпюры циркуляции несущего винта на величину $\tilde{\text{T}}_\text{к}$ при частных распределениях циркуляции. В случае I относительная циркуляция $\tilde{\Gamma}_\text{I} = 1{,}5\bar{r}$ и по формуле (2.5)

$$\tilde{\text{T}}_\text{к} = \tilde{\text{T}}_{\text{к I}} = \frac{3}{16}\bar{l}_\text{к}. \qquad (2.7)$$

В случае II $\tilde{\Gamma}_\text{II} = 10\bar{r}^2(1-\bar{r})$ и

$$\tilde{\text{T}}_\text{к} = \tilde{\text{T}}_{\text{к II}} = \frac{5}{48}\bar{l}_\text{к}^2(4-1{,}5\bar{l}_\text{к}). \qquad (2.8)$$

В случае III $\tilde{\Gamma}_\text{III} = 1$ и $\tilde{\text{T}}_\text{к} = \tilde{\text{T}}_{\text{к III}} = 1/2$. (2.9)

Если размах крыла в одновинтовой схеме (см. рис. 2.2) составляет половину диаметра винта, т. е. $\bar{l}_\text{к} = 1$, то $\tilde{\text{T}}_{\text{к III}}/\tilde{\text{T}}_{\text{к I}} = 2{,}67$ и $\tilde{\text{T}}_{\text{к II}}/\tilde{\text{T}}_{\text{к I}} = 1{,}39$. Видим, что эпюра циркуляции, а следовательно, компоновка лопастей несущего винта оказывает значительное влияние на аэродинамическое сопротивление обдуваемых винтом элементов вертолета.

Опыты Г. Г. Ананова с моделью винта ($\eta_* = 1$; $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$), циркуляция которого близка к типу I, и крылом ($\bar{S}_\text{к} = 0{,}11$; $\bar{l}_\text{к} = 1{,}4$) хорошо подтвердили расчет по формуле (2.6). Натурные эксперименты Б. Т. Чуклова (1967 г.) также подтвердили расчетные результаты при $\bar{S}_\text{к} = 0{,}0366$ и $\bar{l}_\text{к} = 0{,}88$. На рис. 2.3 приведены эпюры *1*, *2*, *3* относительной циркуляции несущего винта с прямоугольными лопастями, закрученными на углы $\Delta\varphi_\Sigma = 14°, 7°, 0°$ соответственно. Расчет этих эпюр был выполнен по формулам (1.39), (1.26) и (1.20). При $\bar{r}_0 = 0$, $\bar{l}_\text{к} = 1$ и $\tilde{b}_\text{к} = 1$ формула (2.5) дает следующие величины $\tilde{\text{T}}_\text{к}$: 0,27; 0,20 и 0,13. Сопоставляя эти величины, заключаем, что в рассмотренном случае переход от плоских прямоугольных лопастей к прямоугольным лопастям, закрученным на 14°, увеличивает аэродинамическое сопротивление крыла в два раза.

Фюзеляж вертолета несимметричен относительно поперечной оси несущего винта. Поэтому потребное увеличение силы тяги винта, равное аэродинамическому сопротивлению обдуваемого им фюзеляжа, будет (рис. 2.4)

$$\Delta\text{T}_\text{ф} = 0{,}5\rho c_{x\text{ф}}\int_{r_0}^{R} b_\text{ф} v_\text{ф}^2\, dr,$$

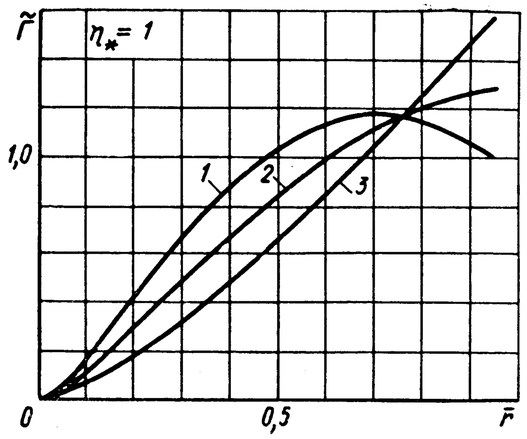


Рис. 2.3

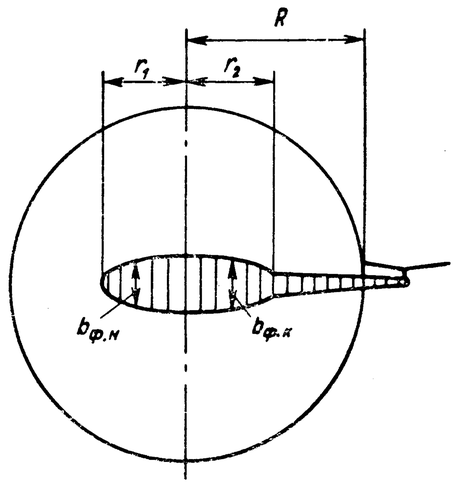


Рис. 2.4

где $c_{x\,\text{ф}}$ — средний по длине фюзеляжа коэффициент сопротивления, $b_\text{ф} = b_{\text{ф.н}} + b_{\text{фк}}$ — сумма ширины носовой и кормовой частей фюзеляжа, обдуваемых сечением винта на радиусе r. На рис. 2.5 показана эпюра $b_\text{ф}$. Выполнив подстановки, аналогичные тем, которые производились при выводе формулы (2.4), получим

$$\Delta\bar{\text{T}}_\text{ф} = \frac{\Delta\text{T}_\text{ф}}{\text{T}} = \varkappa_\text{ф}^2 c_{x\text{ф}}\bar{S}_\text{ф}\,\tilde{T}_\text{ф}/2\varkappa.$$

Здесь $S_\text{ф}$ — площадь горизонтальной проекции фюзеляжа; $b_{\text{ф. с}} = S_\text{ф}/R$ — средняя условная ширина фюзеляжа; $\tilde{b}_\text{ф} = b_\text{ф}/b_{\text{ф. с}}$ — относительная ширина фюзеляжа;

$$\tilde{\text{T}}_\text{ф} = 0{,}5\int_{\bar{r}_0}^{1} \tilde{b}_\text{ф}\tilde{\Gamma}\, d\bar{r}. \qquad (2.10)$$

Коэффициент сопротивления фюзеляжа в потоке, созданном несущим винтом, значительно меньше, чем у крыла. Обработка данных, полученных в эксперименте на моделях *, позволяет принять

$$\Delta\bar{\text{T}}_\text{ф} \approx 0{,}8\bar{S}_\text{ф}\tilde{\text{T}}_\text{ф}. \qquad (2.11)$$

Наибольшая ширина фюзеляжа (см. рис. 2.5) находится ближе к комлям лопастей. Поэтому согласно зависимости (2.10) при $\tilde{\Gamma}_\text{III} = 1$ коэффициент $\tilde{\text{T}}_\text{ф}$ будет больше, чем при $\tilde{\Gamma}_\text{I} = 1{,}5\bar{r}$.

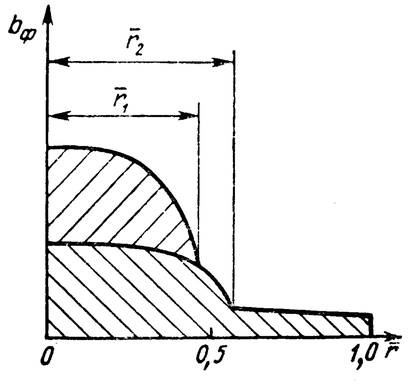


Рис. 2.5

* Обработка экспериментальных данных выполнена И. А. Ширковой, а эксперименты проводились В. Ф. Антроповым и В. Н. Владимировым.

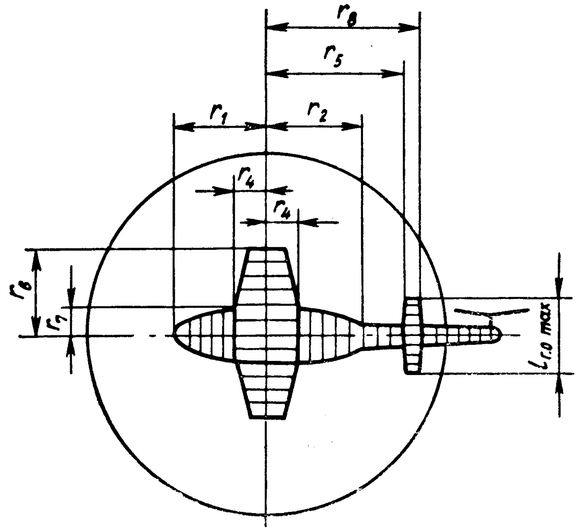


Рис. 2.6

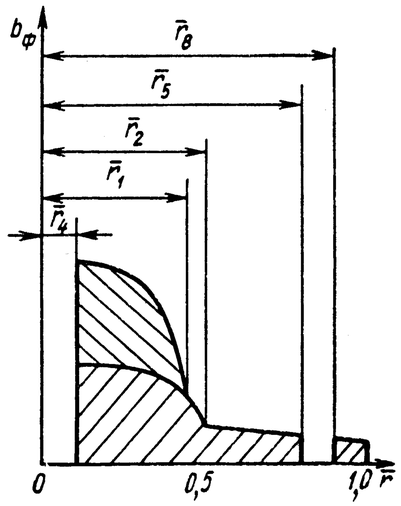


Рис. 2.7

При наличии крыла и горизонтального оперения коэффициент $\tilde{T}_ф$ находится при измененных пределах интегрирования (рис. 2.6 и 2.7):

$$\tilde{T}_ф = 0{,}5\left(\int_{\bar r_4}^{\bar r_5} \tilde b_ф \tilde\Gamma\, d\bar r + \int_{\bar r_8}^{1} \tilde b_ф \tilde\Gamma\, d\bar r\right).$$

Это изменение обусловлено тем, что в зонах $0 - \bar r_4$ и $\bar r_5 - \bar r_8$ коэффициент аэродинамического сопротивления можно приближенно принять равным $c_{xк}$ и эти зоны отнести к крылу и оперению. При этом по аналогии с зависимостью (2.4) $\Delta\bar T_{г.о} = \varkappa_V^2 c_{xк}\bar S_{г.о}/\tilde T_{г.о}2\varkappa$, где

$$\tilde T_{г.о} = \frac{1}{2\Delta\bar r_{г.о}}\int_{\bar r_5}^{\bar r_8} \tilde l_{г.о}\tilde\Gamma\, d\bar r, \qquad (2.12)$$

$\Delta\bar r_{г.о} = \bar r_8 - \bar r_5$ — относительная наибольшая хорда оперения; $\tilde l_{г.о} = l_{г.о}/l_{г.с}$ — относительный размах оперения на расстоянии $\bar r$ от оси винта (на рис. 2.8 показана эпюра $l_{г.о}$); $l_{г.с} = S_{г.о}/\Delta r_{г.о}$ — средняя ширина горизонтального оперения. По аналогии с соотношением (2.6)

$$\Delta\bar T_{г.о} \approx 2\bar S_{г.о}\tilde T_{г.о}. \qquad (2.13)$$

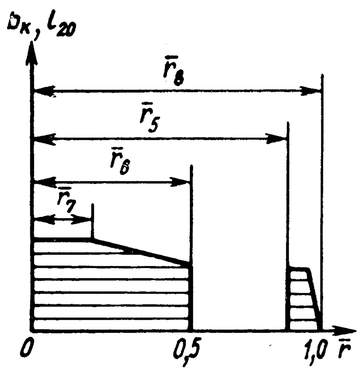


Рис. 2.8

Для примера определим $\tilde T_{г.о}$ в трех рассмотренных частных случаях при $\bar r_5 = 0{,}8$, $\bar r_8 = 0{,}9$ и $\tilde l_{г.о} = 1$. Если $\tilde\Gamma = 1{,}5\bar r$, то $\tilde T_{г.о} = 0{,}64$. При $\tilde\Gamma = 10\bar r^2(1-\bar r)$ получим $\tilde T_{г.о} = 0{,}24$. Если же $\tilde\Gamma = 1$, то $\tilde T_{г.о} = 0{,}50$.

Полученные здесь формулы могут быть применены и к вертолету соосной

схемы. При этом на режиме висения соосные винты можно рассматривать как один эквивалентный винт двойного заполнения, расположенный между соосными винтами.

Отметим, что формулами (2.6)—(2.9) можно воспользоваться для приближенного определения необходимого увеличения силы тяги рулевого винта, обусловленного аэродинамическим сопротивлением киля вертолета, находящегося вблизи рулевого винта. В разд. 1.3 приведены экспериментальные данные относительно скорости потока, вызванного винтом на расстоянии 20% радиуса впереди плоскости вращения и позади ее. Скорость потока позади винта приблизительно в 1,67 раза больше, чем впереди его. Тогда, приняв $\bar l_к = 2$, из зависимостей (2.6) и (2.5) получим для «толкающего» рулевого винта

$$\Delta\bar T_{р.в} \approx 0{,}27\tilde S_{р.в} \qquad (2.14)$$

и для «тянущего» $\Delta\bar T_{р.в} \approx 0{,}76\tilde S_{р.в}$. Здесь $\tilde S_{р.в} = S_{р.в}/F_{р.в}$ — относительная площадь киля, обдуваемая рулевым винтом; $F_{р.в}$ — площадь, ометаемая рулевым винтом.

Если несущие винты имеют прямоугольную форму в плане и закручены по линейному закону на $\Delta\varphi_\Sigma \approx 5^\circ \div 7^\circ$, то на одновинтовом и соосном вертолетах

$$\Delta\bar T_к \approx 0{,}375\bar S_к\bar l_к;\quad \Delta\bar T_ф \approx 0{,}238\bar S_ф;\quad \Delta\bar T_{г.о} \approx 1{,}38\bar S_{г.о}. \qquad (2.15)$$

Опуская обоснования, приводим формулы для других типов двухвинтовых вертолетов с лопастями указанной компоновки. У двухвинтового вертолета поперечной схемы с размахом крыла, равным расстоянию между осями винтов, независимо от величины частичного перекрытия винтов $\Delta\bar T_к^{пп} \approx 0{,}27\bar b_к$. Аэродинамическое сопротивление фюзеляжа весьма сильно зависит от перекрытия винтов $\Delta\bar T_ф^{пп} = \tilde\Phi\bar b_ф$. Коэффициент $\tilde\Phi$ принимает значения 0,246; 0,107; 0,074 при $\bar z_* = 1{,}4$; 1,8; 2,0 соответственно. У двухвинтового вертолета продольной схемы независимо от перекрытия $\Delta\bar T_ф^{пр} \approx 0{,}11\bar b_ф$. Если крылья установлены под несущими винтами вертолета продольной схемы, то $\Delta\bar T_к^{пр}$ определяется по формуле (2.15).

При вертикальном подъеме из-за увеличения скорости потока, обтекающего корпус вертолета, относительный прирост аэродинамического сопротивления увеличится в ε раз и будет равен

$$\Delta\bar T_V = \Delta\bar T\varepsilon. \qquad (2.16)$$

Согласно соотношениям (1.15), (1.16) и (1.18) при $\tilde\Gamma = 1$

$$\varepsilon \approx V_1^2/v_1^2 = 1 + 0{,}5\bar V_y\left(\tilde V_y + \sqrt{4 + \tilde V_y^2}\right). \qquad (2.17)$$

Для режимов висения и подъема по вертикали из соотношения (2.1) соответственно получим

$$\overline{\mathrm{T}} = \frac{1}{1-\Delta\overline{T}} \qquad \overline{\mathrm{T}}_V = \frac{1}{1-\Delta\overline{\mathrm{T}}_V}, \tag{2.18}$$

где $\overline{\mathrm{T}} = \mathrm{T}/mg$, $\overline{\mathrm{T}}_V = \mathrm{T}_V/mg$.

Найдем отношение мощности двигателей, потребной для полета по вертикали, к силе тяжести вертолета. Принимая во внимание соотношение (2.1), будем иметь

$$N_{\text{д}\,0}/mg = \frac{\omega R}{75\xi}\,\frac{m_{\text{к}}}{C_{\text{Т}}}\,\overline{\mathrm{T}}_V. \tag{2.19}$$

Как известно [49],

$$\xi = 1 - \Delta\overline{N}_{\text{т}} - \Delta\overline{N}_{\text{ох}} - \overline{N}_{\text{р. в}}. \tag{2.20}$$

Здесь $\Delta\overline{N}_{\text{т}} = \Delta N_{\text{т}}/N_{\text{д}} = 0{,}04 \div 0{,}07$ — относительная мощность, затрачиваемая на трение в трансмиссии; $\Delta\overline{N}_{\text{ох}} = \Delta N_{\text{ох}}/N_{\text{д}} = 0{,}01 \div 0{,}02$ — относительные затраты мощности на охлаждение в турбовинтовом двигателе; $\overline{N}_{\text{р. в}}$ — относительная мощность, потребная для рулевого винта, причем $\overline{N}_{\text{р. в}} = N_{\text{р. в}}/N_{\text{д}} \approx \xi\varkappa_{\text{р. в}} N_{\text{к. р. в}}/N_{\text{к}}$.

Коэффициент $\varkappa_{\text{р. в}}$ учитывает влияние несущего винта на рулевой *. Если рулевой винт вращается так, что его лопасти, обращенные к несущему винту, движутся сверху вниз, то согласно опытам М. К. Сперанского и Р. А. Манукянца можно принять $\varkappa_{\text{р. в}} \approx 1{,}22$. При обратном направлении вращения по данным Р. А. Манукянца $\varkappa_{\text{р. в}} < 1$. Вне влияния близости земли воздействие несущего винта на рулевой уменьшается и при обратном направлении вращения рулевого винта можно принять $\varkappa_{\text{р. в}} \approx 1$. С ростом H величина $\overline{N}_{\text{р. в}}$ увеличивается. По условию балансировки относительно вертикальной оси сила тяги рулевого винта

$$\mathrm{T}_{\text{р. в}} = \frac{M_{\text{к}}}{x_{\text{р. в}}}\,\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}} = N_{\text{к}}\,\frac{75}{\omega R}\,\frac{\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}}}{\overline{x}_{\text{р. в}}}, \tag{2.21}$$

где $\overline{x}_{\text{р. в}} \approx 1 + \overline{R}_{\text{р. в}}$ — относительное расстояние от оси несущего винта до оси рулевого; $R_{\text{р. в}}$ — радиус рулевого винта. Для «толкающего» рулевого винта по зависимости (2.14) $\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}} = 1 + 0{,}27\tilde{S}_{\text{р. в}}$. Соотношение потребных мощностей согласно выражению (2.21) будет

$$\frac{N_{\text{к. р. в}}}{N_{\text{к}}} = \left(\frac{N_{\text{к}}}{\mathrm{T}}\right)_{\text{р. в}} \frac{75}{\omega R}\,\frac{\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}}}{\overline{x}_{\text{р. в}}}.$$

Аналогично выражению (2.19) получаем

$$\left(\frac{N_{\text{к}}}{\mathrm{T}}\right)_{\text{р. в}} = \frac{(\omega R)_{\text{р. в}}}{75}\left(\frac{m_{\text{к}}}{C_{\text{Т}}}\right)_{\text{р. в}}.$$

* Влияние несущего винта на рулевой на режиме висения обнаружено в 1963 г. экспериментальным путем М. К. Сперанским. В 1971 г. этот эффект подтвержден Р. А. Манукянцем.

Тогда

$$\frac{N_{\text{к. р. в}}}{N_{\text{к}}} = \left(\frac{m_{\text{к}}}{C_{\text{Т}}}\right)_{\text{р. в}} \frac{\overline{u}_{\text{р}H}\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}}}{1+\overline{R}_{\text{р. в}}},$$

где $u_{\text{р}H} = (\omega R)_{\text{р. в}}/\omega R$. При определении отношения $\left(\frac{m_{\text{к}}}{C_{\text{Т}}}\right)_{\text{р. в}}$ величину коэффициента $\varkappa$, учитывающего концевые потери, нужно находить по графикам на рис. 1.2.

Соотношение коэффициентов тяги рулевого и несущего винтов $C_{\text{Т р. в}}/C_{\text{Т}} = (\mathrm{T}_{\text{р. в}}/\mathrm{T})\, u^2_{\text{р}H}\overline{R}^2_{\text{р. в}}$. Подставляя в зависимость (2.21) вместо $N_{\text{к}}$ величину $\mathrm{T}\omega R m_{\text{к}}/75C_{\text{Т}}$, получим $\mathrm{T}_{\text{р. в}}/\mathrm{T} = m_{\text{к}}\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}}/C_{\text{Т}}\overline{x}_{\text{р. в}}$. Тогда окончательно

$$\frac{C_{\text{Т р. в}}}{C_{\text{Т}}} = \frac{m_{\text{к}}\overline{T}_{\text{р. в}}}{\overline{R}^2_{\text{р. в}}\,(1+\overline{R}_{\text{р. в}})\,\overline{u}^2_{\text{р}H}C_{\text{Т}}}.$$

Таким образом, зная $\overline{\mathrm{T}}$, ξ, ωR, D, mg, $N_{\text{д}}$ и аэродинамические характеристики несущих винтов (см. рис. 1.5), найдем все характеристики вертолета. По формуле (2.1)

$$C_{\text{Т}} = \frac{16p}{(\omega R)^2\,\Delta}\,\overline{\mathrm{T}}. \tag{2.22}$$

По графикам рис. 1.5 определим по полученному $C_{\text{Т}}$ величину $m_{\text{к}}$ при $\overline{V}_y = 0$ и по соотношению (2.19) — величину $N_{\text{д}0}/mg$ для режима висения. Выполнив такие расчеты для разных высот, строим графики потребной для висения мощности двигателей и располагаемой взлетной мощности. Точка пересечения кривых устанавливает абсолютный статический потолок $H_{\text{ст}}$, который служит мерой избытка мощности вертолета. Согласно нормам летной годности вертолет на режиме висения должен совершать повороты относительно вертикальной оси и выполнять линейные перемещения в любом направлении. Иными словами, вертолет должен маневрировать. Необходимость в маневре практически существует всегда. Либо какая-то внешняя причина, нарушившая балансировку вертолета и вызвавшая его возмущенное движение, требует ответных действий управлением для восстановления исходного положения. Либо имеет место управляемое летчиком перемещение вертолета, обусловленное, например, подготовкой к посадке на небольшую площадку. Для выполнения указанных эволюций необходима некоторая дополнительная мощность, которой нет на высоте абсолютного статического потолка. В этой связи следует определять практический статический потолок, понимая под ним предельную высоту висения, на которой вертолет еще удовлетворяет нормам летной годности и обладает необходимым запасом мощности для выполнения свойственной ему работы. С помощью кривых на рис. 1.5 найдем наибольшую скорость вертикального подъема. Для этого по взлетной мощности определяем

$$\frac{m_{\text{к}}}{C_{\text{Т}}} = \frac{75\xi}{\omega R}\,\frac{N_{\text{д. вз}}}{mg\overline{\mathrm{T}}}. \tag{2.23}$$

Далее по $C_{\text{Т}}$ и найденному отношению $m_{\text{к}}/C_{\text{Т}}$ определим $m_{\text{к}}$ и по графикам на рис. 1.5 установим $\overline{V}_{y\,\max}$. Вычислив $\tilde{V}_y = 2\overline{V}_y/C_{\text{Т}}^{1/2}$, по (2.17) находим ε и по соотношению (2.16) — $\Delta\overline{\text{Т}}_V$. Затем по формуле (2.23), подставив вместо $\overline{\text{Т}}$ величину $\overline{\text{Т}}_V$, получим новое значение $m_{\text{к}}/C_{\text{Т}}$ и повторно определяем $\overline{V}_{y\,\max}$. Если первое и второе значения относительной вертикальной скорости мало отличаются, то принимаем их среднюю величину. В противном случае продолжаем расчет путем последовательного приближения. Определив $\overline{V}_{y\,\max}$, вычисляем

$$V_{y\,\max} = \overline{V}_{y\,\max}\omega R. \qquad (2.24)$$

В начальной стадии проектирования вертолета, когда параметры несущих винтов еще не установлены и, следовательно, расчетных или экспериментальных характеристик, приведенных на рис. 1.5, нет, целесообразны упрощенные формулы.

Подставив зависимости (1.21), (1.24), (1.34) и (2.22) в соотношение (2.19) и приняв $\eta_* = 1$, получим

$$\frac{N_{\text{до}}}{\overline{\text{Т}}_V mg} = \frac{10^{-2}}{\xi}\left(1{,}065\,\frac{c_{xp0}}{c_{y0}}\,\omega R + 2{,}94 I_V\sqrt{\frac{p}{\Delta}\,\overline{\text{Т}}_V}\right). \qquad (2.25)$$

Для предварительного расчета можно принять (при $\overline{c}_1 = 0{,}06$ на конце лопастей) $c_{xp0}/c_{y0} = 0{,}021$, что соответствует $0{,}35 \leqslant c_{y0} \leqslant 0{,}65$ и $V_y \leqslant 0{,}05$. Величина I_V определяется по формулам (1.31) или (1.32). Примеры см. в приложении 2.

В заключение этого раздела получим приближенную формулу для скорости подъема по вертикали. Подставляем в соотношение (2.25) формулу (1.32). Имея в виду зависимости (1.18), (1.8) и (2.22) после некоторых преобразований, заменив $\tilde{V}_y = 2\overline{V}_y/C_{\text{Т}}^{1/2}$, получим

$$V_{y0} \approx 121\,\frac{\xi}{I_0\overline{\text{Т}}_V}\left(\frac{N_{\text{д}}}{mg} - \frac{N_{\text{до}}}{mg}\right). \qquad (2.26)$$

Здесь $N_{\text{до}}/mg$ — удельная мощность двигателей, потребная для висения вертолета вне влияния воздушной подушки при $\overline{\text{Т}} = \overline{\text{Т}}_V$. Величина $N_{\text{до}}/mg$ определяется по соотношению (2.25), в котором I_V заменяется величиной I_0, которая вычисляется по зависимости (1.33). Вначале принимаем $\overline{\text{Т}}_V = \overline{\text{Т}}$. Определив V_y в первом приближении, находим $\overline{\text{Т}}_V$ по соотношениям (2.16) и уточняем значение V_y. Формула (2.26), базирующаяся на приближенной зависимости (1.32), дает вполне удовлетворительные результаты при $V_y \leqslant 6$ м/с [41]. Для $V_y > 6$ м/с в работе [41] предложен простой и достаточно точный метод расчета.

Способность несущего винта к самовращению обуславливает возможность продолжать полет при аварийной остановке двигателей, поэтому режим самовращения является важнейшим режимом работы несущего винта. При изучении этого режима естественно возникает вопрос о границе самовращения, об установлении условий, при которых самовращение уже не может существовать. Можно показать, что устойчивое самовращение несущего винта при снижении по вертикали сохраняется при $c_{y0} \leqslant c_{y\,\max}$. Эксперимент, проведенный В. А. Кожевниковым и И. Ф. Морозовым, показывает, что коэффициент аэродинамического сопротивления несущего винта на режиме снижения при авторотации практически постоянен ($c_{x\text{в}} \approx \text{const}$) для углов общего шага $-2° \leqslant \varphi_0 \leqslant 10°$. Так же постоянна и скорость снижения. Приравнивая силу тяжести вертолета силе аэродинамического сопротивления несущего винта, получим

$$V_{y0} = -\frac{4}{\sqrt{c_{x\text{в}}}}\sqrt{\frac{p}{\Delta}}.$$

Из опыта известно, что $c_{x\text{в}\,\max} = 1{,}0 \div 1{,}1$. Поэтому минимальная скорость снижения по вертикали

$$V_{y0\,\min} \approx -3{,}9\sqrt{\frac{p}{\Delta}}\,^{*}.$$

Необходимо отметить, что окружная скорость винта при этом не была постоянной. Наименьшая величина ωR была при $\varphi \approx 10°$ и наибольшая при $\varphi \approx -2°$. При дальнейшем уменьшении φ коэффициент сопротивления уменьшался и скорость снижения увеличивалась. Снижение вертолета при самовращении несущего винта и с подачей мощности рассмотрено в работах [2, 42, 43, 44, 49].

2.2. ОПТИМАЛЬНЫЕ ПАРАМЕТРЫ НЕСУЩИХ ВИНТОВ НА РЕЖИМАХ ВИСЕНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОДЪЕМА

Из формул (1.21), (1.24), (1.32), (1.33) и (1.34) следует, что при данной форме лопасти ($k_{\text{Т}} = \text{const}$, $k_p = \text{const}$) и малых изменениях I_0 ($I_0 \approx \text{const}$) основными параметрами, влияющими на аэродинамические характеристики несущего винта, будут c_{y0} и σ. Установим оптимальные значения этих параметров. Подставим ωR из соотношения (2.22) в зависимость (2.19). Тогда $m_{\text{к}}C_{\text{Т}}^{-3/2} = 18{,}75\xi A\sqrt{\Delta}/\overline{\text{Т}}_V^{3/2} q\sqrt{p}$. Применительно к схеме с одним несущим винтом отсюда получим, приняв во внимание соотношение (2.20), что

$$\frac{m_{\text{к}}}{\xi_{\text{р. в}}C_{\text{Т}}^{3/2}} = 18{,}75\,\frac{\xi_{\text{ох}}\xi_{\text{т}}}{\overline{\text{Т}}_V^{3/2}}\,\frac{A\sqrt{\Delta}}{q\sqrt{p}}, \qquad (2.27)$$

где $\xi_{\text{р. в}} = 1 - \overline{N}_{\text{р. в}}$, $\xi_{\text{ох}}\xi_{\text{т}} = 1 - \Delta\overline{N}_{\text{т}} - \Delta\overline{N}_{\text{ох}}$. Составим еще формулу для скорости вертикального подъема. По формулам (2.24), (2.22), (1.19) и (1.8) при $\varkappa = 1$ будем иметь $V_y = 2\sqrt{p/\Delta}\,\overline{\text{Т}}_V^{1/2}\tilde{V}_y$.

* Аналогичная формула была получена Б. Н. Юрьевым [46].

Рассмотрим вертикальный подъем вертолета с использованием заданной мощности. Тогда правая часть соотношения (2.27) постоянна. Согласно формулам (1.10) и (1.29) из соотношения (2.27) при известных q и p получим

$$\frac{m_к}{\xi_{р.\,в} C_Т^{3/2}} = \frac{m_p}{\xi_{р.\,в} C_Т^{3/2}} + \frac{0{,}5}{\varkappa^{3/2}} \frac{I_V}{\xi_{р.\,в}} = \text{const}.$$

Дифференцируя по c_{y0}, будем иметь

$$\frac{\partial}{\partial c_{y0}} \left(\frac{m_p}{\xi_{р.\,в} C_Т^{3/2}} \right) + 0{,}5 \frac{d}{d\tilde{V}_y} \left(\frac{I_V}{\varkappa^{3/2} \xi_{р.\,в}} \right) \frac{\partial \tilde{V}_y}{\partial c_{y0}} = 0.$$

Производная $\frac{d}{d\tilde{V}_y} \left(\frac{I_V}{\varkappa^{3/2} \xi_{р.\,в}} \right) \neq 0$. Следовательно, $\frac{\partial \tilde{V}_y}{\partial c_{y0}} = 0$ при $\frac{\partial}{\partial c_{y0}} \left(\frac{m_p}{\xi_{р.\,в} C_Т^{3/2}} \right) = 0$. Учитывая зависимость (1.59), получим, что $\tilde{V}_y$ имеет максимум при том же c_{y0}, при котором имеет место максимум $\eta_{оэ} = \eta_0 \xi_{р.\,в}$, если $\sqrt{C_Т}/k$ и $\varkappa$ — неизменны. Следовательно, условия определения оптимальных параметров на режимах вертикального подъема и висения одинаковы и заключаются в обеспечении максимума эффективному относительному КПД $\eta_{оэ}$ несущего винта при неизменном $\varkappa$ или минимума отношения $\frac{m_p}{\xi_{р.\,в} C_Т^{3/2}}$. Оптимальные c_{y0} и σ определяются из системы уравнений

$$\frac{\partial \left(\frac{m_p}{\xi_{р.\,в} C_Т^{3/2}} \right)}{\partial c_{y0}} = C_Т^{-5/2} \xi_{р.\,в}^{-2} \left[C_Т \left(\xi_{р.\,в} - m_p \frac{d\xi_{р.\,в}}{dm_p} \right) \frac{\partial m_p}{\partial c_{y0}} - \frac{3}{2} m_p \xi_{р.\,в} \frac{\partial C_Т}{\partial c_{y0}} \right] = 0.$$

$$\frac{\frac{m_p}{\xi_{р.\,в} C_Т^{3/2}}}{\partial \sigma} = C_Т^{-5/2} \xi_{р.\,в}^{-2} \left[C_Т \left(\xi_{р.\,в} - m_p \frac{d\xi_{р.\,в}}{dm_p} \right) \frac{\partial m_p}{\partial \sigma} - \frac{3}{2} m_p \xi_{р.\,в} \frac{\partial C_Т}{\partial \sigma} \right] = 0. \qquad (2.28)$$

Так как решение этой системы уравнений должно быть отличным от нуля, то ее определитель равен нулю. Отсюда

$$\frac{\partial m_p}{\partial c_{y0}} \frac{\partial C_Т}{\partial \sigma} = \frac{\partial m_p}{\partial \sigma} \frac{\partial C_Т}{\partial c_{y0}}. \qquad (2.29)$$

Дифференцируем выражения (1.21) и (1.24) и подставляем полученные производные в соотношение (2.29). После сокращения общих множителей будем иметь

$$\frac{c_{xp0}}{c_{y0}} = \frac{dc_{xp0}}{dc_{y0}}. \qquad (2.30)$$

Условие (2.30) выполняется только при $c_{y0н}$ в точке максимального качества по профильной поляре. Отсюда следует, что для вертолета с одним несущим винтом именно этот $c_{y0} = c_{y0н}$ и является оптимальным для режимов висения и вертикального подъема. Оптимальный коэффициент заполнения σ_{opt} найдется из уравнения (2.28) при подстановке $c_{y0} = c_{y0\,opt}$. Расчеты показали [9], что для режима висения при умеренной окружной скорости $\sigma_{opt} = 0{,}05 \div 0{,}06$. Такие параметры могут быть реализованы на легком вертолете. В случае двухвинтового или многовинтового вертолета оптимальные параметры винта определяются по минимуму $m_p/C_Т^{3/2}$.

Из соотношения (1.59) видно, что $c_{y0\,opt}$ равен среднему коэффициенту подъемной силы $c_{y0э}$, при котором $c_{y0}^{3/2}/c_{xp0}$ имеет максимум. Простой графический прием определения по поляре коэффициента c_{y0}, при котором отношение c_{y0}^n/c_{xp0} будет наибольшим, обоснован и изложен в [8]. В данном случае c_{y0} находится при $n = 3/2$ как точка касания с полярой прямой, пересекающей ось c_{y0} на расстоянии $c_{y0э}/3$ от начала координат. Если при $c_{y0} = \text{const}$ отношение $\sqrt{C_Т}/k$ остается постоянным, то концевые потери тоже постоянны и с увеличением σ увеличивается η_0. Если же число лопастей не увеличивается и увеличение σ достигается благодаря относительному увеличению $\bar{b}$, то $\varkappa$ уменьшается и σ имеет оптимальное значение. По данным Зиссинга [57] при $k = 3$ и умеренной окружной скорости η_0 достигает максимума при $c_{y0} = c_{y0э}$ и $\sigma \approx 0{,}08$. При этом функция $\eta_0 = f(\sigma)$ имеет весьма пологий максимум и в диапазоне $0{,}06 \leqslant \sigma \leqslant 0{,}10$ величина η_0 практически неизменна. Определив $c_{y0\,opt}$ и σ_{opt}, находим $C_Т$ по формуле (1.21) и $(\omega R)_{opt}$ по зависимости (2.22).

Такой подход к решению задачи об оптимальных параметрах несущих винтов применим тогда, когда величина $(\omega R)_{opt}$ невелика и влияние сжимаемости воздуха еще не сказывается на аэродинамических характеристиках несущего винта. С увеличением p растет ωR и волновое сопротивление лопастей становится заметным. Тогда отыскание оптимальных параметров несущего винта нужно проводить по следующей схеме. Задаваясь несколькими значениями ωR при известных p, $\bar{T}$ и Δ, найдем ряд величин $C_Т$ по соотношению (2.22). Согласно зависимости (1.59) при этом относительный КПД η_0 несущего винта будет зависеть только от m_p — коэффициента мощности, затрачиваемой на преодоление профильного и волнового сопротивления лопастей. Приняв во внимание формулы (1.21) и (1.24), получим $m_p = 0{,}8 k_p C_Т c_{xp0}/k_Т c_{y0} = \text{const}\, c_{xp0}/c_{y0}$. Таким образом, при принятом значении ωR наименьшая величина m_p и наибольший η_0 будут при $(c_{xp0}/c_{y0})_{min}$, т. е. когда $c_{y0} = c_{y0н}$. Подчеркнем, что профильные аэродинамические характеристики несущего винта, вводимые в этот расчет, должны быть определены при числе $M_0 = \omega R/a$, соответствующем принятому ωR. Повторив такие вычисления для нескольких значений ωR, найдем для многовинтового вертолета зависимости

η_0 и σ от ωR. На основе этих кривых можно выбрать целесообразное значение ωR с учетом его влияния на вес конструкции вертолета и определить σ. Для одновинтового вертолета этот анализ следует проводить по кривой $\eta_{0э} = f_2(\omega R)$. Отметим, что полученный $c_{y0\,\mathrm{opt}}$ соответствует наибольшему аэродинамическому качеству по профильной поляре винта. Для окончательного выбора величин ωR и σ необходимо принять во внимание и условия полета на режимах с горизонтальной скоростью. Полезные материалы по рассматриваемому вопросу приведены в работе [34].

2.3. ОПТИМАЛЬНАЯ ФОРМА ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩИХ ВИНТОВ ДЛЯ РЕЖИМОВ ВИСЕНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОДЪЕМА

Вопрос о выборе целесообразной формы лопасти представляет собой комплексную проблему, в решении которой должны быть учтены противоречивые требования аэродинамики, прочности, технологии, эксплуатации и экономики. Форма лопасти, т. е. ее очертания в плане и закрученность, выявляется в результате компромиссной увязки противоположных тенденций. Поэтому весьма важно отчетливо представлять потери в аэродинамическом качестве несущего винта, чтобы приблизиться к целесообразной компоновке со всех точек зрения. Для этого необходимо знать аэродинамически оптимальную для рассматриваемого режима форму лопасти и количественно оценить потери при отходе от этой формы. Одним из первых исследований в этом направлении была работа В. Е. Касторского (1945 г.), в которой сопоставлены характеристики винта типа НЕЖ, имеющего равномерное распределение индуктивной скорости, с вариационным винтом.

2.3.1. Изолированный несущий винт

Рассмотрим сначала приближенное решение поставленной задачи. Определим оптимальную эпюру циркуляции $\bar{\Gamma}_{\mathrm{opt}}$, которая при постоянном значении коэффициента тяги обеспечит наименьшее значение коэффициента крутящего момента. Согласно формуле (1.8) при заданном числе лопастей условие $C_{\mathrm{T}} = \mathrm{const}$ приводит к условию $\bar{\Gamma}_{\mathrm{ср}} = \mathrm{const}$. Тогда, поделив левую и правую части формулы (1.9) на $\bar{\Gamma}_{\mathrm{ср}}$, получим условие $C_{\mathrm{T}} = \mathrm{const}$ в виде равенства (1.28). Таким образом, имеем изопериметрическую задачу вариационного исчисления: найти функцию $\bar{\Gamma}_{\mathrm{opt}} = f(\bar{r})$, при которой $m_{\mathrm{к}} = m_p + m_V$ имеет наименьшее значение при выполнении условия (1.28).

Рассмотрим два случая. При умеренной окружной скорости, одинаковом профиле по длине лопасти и малых c_y (см. рис. 1.11) можно принять $c_{xp} \approx \mathrm{const}$. Тогда коэффициент k_p вычисляется по формуле (1.25) и не зависит от $\tilde{\Gamma}$, а определяется только формой

лопасти в плане. При любом законе изменения $\tilde{\Gamma}$ всегда можно по формуле (1.37) найти такие значения $\varphi_э$, что $\bar{b} = f_1(\bar{r})$ остается неизменной. Следовательно, варьированию подлежит только m_V или по соотношению (1.29) I_V и отыскание $\tilde{\Gamma}_{\mathrm{opt}} = f(\bar{r})$ должно производиться по условию $I_{V\,\min}$ при выполнении равенства (1.28). Для решения этой задачи, как известно, составляют функцию

$$H = L_1 - aL_2, \tag{2.31}$$

где по (1.30) и (1.28) $L_1 = \bar{r}\tilde{\Gamma}\left(\tilde{V}_y + \sqrt{4\tilde{\Gamma} + \tilde{V}_y^2}\right)$, $L_2 = \bar{r}\tilde{\Gamma}$, a — постоянная, подлежащая определению. Оптимальную эпюру распределения циркуляции по лопасти найдем из уравнения $dH/d\tilde{\Gamma} = 0$ или

$$\tilde{V}_y + \sqrt{4\tilde{\Gamma} + \tilde{V}_y^2} + \frac{2\tilde{\Gamma}}{\sqrt{4\tilde{\Gamma} + \tilde{V}_y^2}} - a = 0,$$

откуда видно, что $\tilde{\Gamma}$ не зависит от $\bar{r}$, т. е.

$$\tilde{\Gamma}_{\mathrm{opt}} = \mathrm{const}. \tag{2.32}$$

Таким образом, при $c_{xp} = \mathrm{const}$ оптимальной будет постоянная на лопасти циркуляция (как для винта типа НЕЖ).

Подставим соотношение (2.32) в (1.28). Тогда $\tilde{\Gamma}_{\mathrm{opt}} = 1$. Из уравнения (1.37) в случае $\tilde{\Gamma}_{\mathrm{opt}} = 1$ получим формулу для определения оптимальных углов установки сечений лопасти

$$\varphi_{э\,\mathrm{opt}} = \frac{C_{\mathrm{T}}^{1/2}}{4\bar{r}\varkappa^{1/2}}\left(\frac{8\pi C_{\mathrm{T}}^{1/2}}{a_\infty k\bar{b}\varkappa^{1/2}} + \tilde{V}_y + \sqrt{4 + \tilde{V}_y^2}\right).$$

На режиме висения ($\tilde{V}_y = 0$) при $\varkappa = 0{,}94$ и $a_\infty = 5{,}6$ будем иметь

$$\varphi^\circ_{э\,\mathrm{opt}} = 59{,}2\,\frac{C_{\mathrm{T}}^{1/2}}{\bar{r}}\left(1{,}12\,\frac{C_{\mathrm{T}}^{1/2}}{k\bar{b}} + 2\right).$$

Видим, что с увеличением сужения лопасти уменьшается ее закрутка.

Теперь рассмотрим второй случай, когда при умеренной окружной скорости и одинаковом профиле по длине лопасти c_y достаточно велик (см. рис. 1.11) и можно принять $c_{xp}/c_y \approx \mathrm{const}$. Согласно формуле (1.27) при этом условии $k_p = k_p^*$ и зависит от $\tilde{\Gamma}$. Объединяя m_p и m_V, получим при $\varkappa = 1$

$$m_{\mathrm{к}} = 2C_{\mathrm{T}}\int_{\bar{r}_0}^{1}\left[\bar{r}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_0 + \frac{1}{4}C_{\mathrm{T}}^{1/2}\left(\tilde{V}_y + \sqrt{4\tilde{\Gamma} + \tilde{V}_y^2}\right)\right]\bar{r}\tilde{\Gamma}d\bar{r}. \tag{2.33}$$

В этом случае варьировать нужно функцию $m_к$ и функция L_1 будет равняться подынтегральному выражению в соотношении (2.33). Решив уравнение $dH/d\tilde{\Gamma} = 0$ относительно $\tilde{\Gamma}$, получим

$$\tilde{\Gamma}_{\text{opt}} = \frac{1}{6}\left[\frac{1}{3}(L^2 - 3\tilde{V}_y^2) + \sqrt{\frac{1}{9}(L^2 - 3\tilde{V}_y^2)^2 + \tilde{V}_y^2(L^2 - \tilde{V}_y^2)}\right],$$

где

$$L = \frac{2}{C_{\text{T}}^{3/2}}\left[a - 2C_{\text{T}}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_0 \bar{r}\right] - \tilde{V}_y.$$

На режиме висения $\tilde{V}_y = 0$ и

$$\tilde{\Gamma}_{\text{opt}} = \frac{4}{9C_{\text{T}}^3}\left[a - 2C_{\text{T}}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_0 \bar{r}\right]^2. \qquad (2.34)$$

Подставив (2.34) в (1.28), найдем a. Окончательно будем иметь

$$\tilde{\Gamma}_{\text{opt}} = \frac{2}{3C_{\text{T}}^2}\left[\sqrt{C_{\text{T}} - \frac{8}{81}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_0^2} + \frac{4}{3}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_0\left(\frac{2}{3} - \bar{r}\right)\right]^2. \qquad (2.35)$$

Из формулы (2.35) видно, что при $c_{xp} \neq \text{const}$ величина $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}}$ уменьшается к концу лопасти. Этот результат был получен и в работе [26].

Напомним еще раз, что c_{xp0} в этих формулах соответствует $c_{y0} \approx c_{y7}$.

Рассмотрим теперь общий случай и учтем все специфические особенности поляр сечений лопасти, которые обусловлены формой профиля, числами M и Re. Будем искать не $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}}$, а две функции $c_{y\,\text{opt}} = f_1(\bar{r})$ и $\bar{b}_{\text{opt}} = f_2(\bar{r})$. Согласно соотношениям (1.10), (1.11), (1.12) и (1.5)

$$m_k = \frac{k}{\pi}\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}^2\bar{b}\,(c_{xp}\bar{r} + c_y\bar{V}_1)\,d\bar{r}. \qquad (2.36)$$

Предварительными расчетами установлено c_{y0}. Тогда при заданных коэффициенте силы тяги $C_{\text{T}} = \text{const}$ и числе лопастей k согласно зависимостям (1.8), (1.5) и (1.20) заданными будут и интегралы

$$\int_{\bar{r}_0}^{1} c_y\bar{b}\bar{r}^2\,d\bar{r} = \text{const}, \qquad (2.37)$$

$$\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{b}\bar{r}^2\,d\bar{r} = \text{const}. \qquad (2.38)$$

При этих условиях задача будет формулироваться следующим образом. Для каждого сечения лопасти известна поляра профиля. Найти функции $c_{y\,\text{opt}} = f_1(\bar{r})$ и $\bar{b}_{\text{opt}} = f_2(\bar{r})$, при которых интеграл в выражении (2.36) получит наименьшее значение при заданных значениях $\bar{V}_y$ и интегралов (2.37) и (2.38). Как известно, для решения такой задачи составляется функция $H = L_1 + a_{(1)}L_2 + a_{(2)}L_3$, где $L_1 = \bar{b}\bar{r}^2(c_{xp}\bar{r} + c_y\bar{V}_1)$; $L_2 = c_y\bar{b}\bar{r}^2$, $L_3 = \bar{b}\bar{r}^2$. Величины $c_{y\,\text{opt}}$ и $\bar{b}_{\text{opt}}$ будут найдены из системы уравнений

$$\frac{\partial H}{\partial c_y} = \frac{\partial L_1}{\partial c_y} + a_{(1)}\frac{\partial L_2}{\partial c_y} = 0, \quad \frac{\partial H}{\partial \bar{b}} = \frac{\partial L_1}{\partial \bar{b}} + a_{(1)}\frac{\partial L_2}{\partial \bar{b}} + a_{(2)}\frac{\partial L_3}{\partial \bar{b}} = 0.$$

Продифференцировав функции L_1, L_2 и L_3, после некоторых преобразований получим

$$\bar{r}\frac{dc_{xp}}{dc_y} + \bar{V}_1 + c_y\frac{\partial\bar{V}_1}{\partial c_y} = -a_{(1)}, \qquad (2.39)$$

$$\bar{r}\frac{c_{xp}}{c_y} + \bar{V}_1 + \bar{b}\frac{\partial\bar{V}_1}{\partial\bar{b}} = -a_{(1)} - \frac{a_{(2)}}{C_y}. \qquad (2.40)$$

Но вследствие зависимости (1.5) имеем

$$c_y\frac{\partial\bar{V}_1}{\partial c_y} = c_y\frac{d\bar{V}_1}{d\bar{\Gamma}_r}\frac{\partial\bar{\Gamma}_r}{\partial c_y} = \bar{\Gamma}_r\frac{d\bar{V}_1}{d\bar{\Gamma}_2}. \qquad (2.41)$$

Аналогично $\bar{b}\,(\partial\bar{V}_1/\partial\bar{b}) = \bar{\Gamma}_r\,(d\bar{V}_1/d\bar{\Gamma}_2)$, откуда $c_y\,(\partial\bar{V}_1/\partial c_y) = \bar{b}\,(\partial\bar{V}_1/\partial\bar{b})$. Вычитая из уравнения (2.39) уравнение (2.40), будем иметь

$$c_y\left(\frac{dc_{xp}}{dc_y} - \frac{c_{xp}}{c_y}\right) = \frac{a_{(2)}}{\bar{r}}. \qquad (2.42)^*$$

Левая часть этого соотношения зависит только от поляры профиля данного сечения лопасти. На рис. 2.9 (*1* — M = 0,3; *2* — M = 0,453; *3* — M = 0,615) и 1.3 приведены поляры нескольких профилей и соответствующие кривые. Из выражений (2.39) и (2.41) получим

$$\tilde{f}\left(\bar{V}_y, \frac{k\bar{\Gamma}_r}{\pi}\right) = -a_{(1)} - \bar{r}\frac{dc_{xp}}{dc_y}, \qquad (2.43)$$

где вследствие выражения (1.15)

$$\tilde{f}\left(\bar{V}_y, \frac{k\bar{\Gamma}_r}{\pi}\right) = \bar{V}_1 + \bar{\Gamma}_r\frac{d\bar{V}_1}{d\bar{\Gamma}_r} =$$

$$= \frac{1}{2}\left(\bar{V}_y + \sqrt{\bar{V}_y^2 + \frac{k\bar{\Gamma}_r}{\pi}} + \frac{k\bar{\Gamma}_r}{2\pi\sqrt{\bar{V}_y^2 + k\bar{\Gamma}_r/\pi}}\right). \qquad (2.44)$$

На режиме висения $\bar{V}_y = 0$ и $\tilde{f}\,(0,\ k\bar{\Gamma}_r/\pi) = 0{,}75\sqrt{k\bar{\Gamma}_r/\pi}$.

Теперь рассмотрим схему расчета оптимальной формы лопасти.

---

* Соотношение (2.42) получено автором в 1947 г.

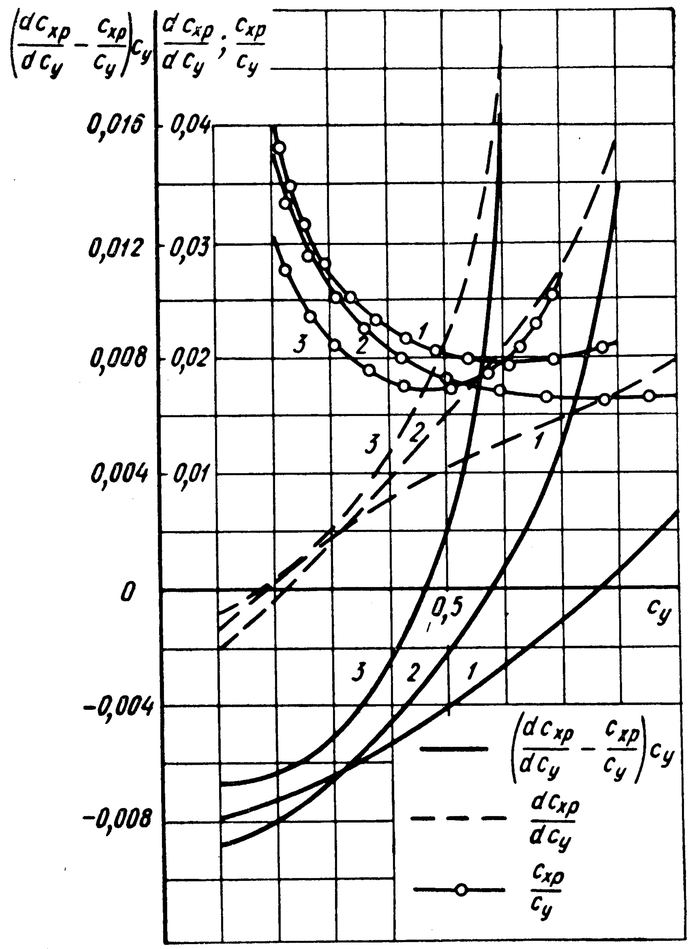


Рис. 2.9

1. Зная c_{y0}, считаем, что $c_{y7} \approx c_{y0}$. Из рис. 2.9 находим $c_y\left(\frac{dc_{xp}}{dc_y}-\frac{c_{xp}}{c_y}\right)$ при $\bar{r}=0{,}7$ и по соотношению (2.42) определяем

$$a_{(2)}=0{,}7\left[c_y\left(\frac{dc_{xp}}{dc_y}-\frac{c_{xp}}{c_y}\right)\right]_7.$$

2. Зная $a_{(2)}$, вычисляем по соотношению (2.42) для расчетных сечений лопасти

$$c_y\left(\frac{dc_{xp}}{dc_y}-\frac{c_{xp}}{c_y}\right)=f_3(\bar{r})$$

и из графиков на рис. 2.9 находим $c_{y\,\mathrm{opt}}=f_1(\bar{r})$.

Таким образом, оптимальное распределение c_y по лопасти зависит только от c_{y0} и профильных поляр сечений лопасти. Отметим, что если c_{y0} окажется равным $c_{y\text{н}}$, при котором сечение на $\bar{r}=0{,}7$ имеет максимальное качество по профильной поляре, т. е. $dc_{xp}/dc_y=c_{xp}/c_y$ и $a_{(2)}=0$, то и во всех сечениях лопасти будет максимальное качество по профильной поляре. Если во всех

сечениях лопасти одинаковая профильная поляра (что практически может быть при умеренной окружной скорости несущего винта) и $c_{y0}>c_{y\text{н}7}$, то $a_{(2)}>0$ и $\partial c_{y\,\mathrm{opt}}/\partial\bar{r}<0$, т. е. распределение c_y по лопасти имеет убывающий характер. При $c_{y0}<c_{y\text{н}7}$ распределение c_y будет возрастающим.

3. Определяем вторую постоянную $a_{(1)}$. Приняв коэффициент $k_\text{т}\approx 0{,}94$ и зная $C_\text{т}$ и c_{y0}, находим $\sigma=3{,}2\,C_\text{т}/k_\text{т}c_{y0}$, $\bar{b}_7=\pi\sigma/k$. Установив в первом приближении относительную хорду лопасти в сечении на $\bar{r}=0{,}7$, вычисляем по соотношению (1.5) $k\bar{\Gamma}_7/\pi=0{,}35\,c_{y0}\sigma$. Далее из соотношения (2.44) по $k\bar{\Gamma}_7/\pi$ и заданной величине $\bar{V}_y$ находим $\tilde{f}\,(\bar{V}_y,\ k\bar{\Gamma}_7/\pi)$ и по зависимости (2.43) определяем

$$a_{(1)}=-0{,}7\left(\frac{dc_{xp}}{dc_y}\right)_7-\tilde{f}\left(\bar{V}_y,\ \frac{k\bar{\Gamma}_7}{\pi}\right).$$

4. Зная $a_{(1)}$ и dc_{xp}/dc_y для расчетных сечений, по соотношению (2.43) вычисляем $\tilde{f}\,(\bar{V}_y,\ k\bar{\Gamma}_r/\pi)$ и по соотношению (2.44) находим $k\bar{\Gamma}_r/\pi$ (это целесообразно сделать графически). Определяем $\bar{b}_\text{opt}=\dfrac{2k\bar{\Gamma}_r/\pi}{(k/\pi)\,c_{y\,\mathrm{opt}}\bar{r}}=f_2(\bar{r})$.

5. Необходимые установочные углы в сечениях лопасти получим по формуле (1.37). По найденной эпюре $k\bar{\Gamma}_r/\pi$ вычисляем по зависимости (1.6) $C_\text{т}$. Если найденное значение коэффициента тяги мало отличается от заданного, то пропорционально меняем величины $\bar{b}$, чтобы обеспечивалось заданное значение силы тяги.

На рис. 2.10—2.12 (пунктир — $\bar{V}_y=0$; сплошная линия — $\bar{V}_y=0{,}1$) приведены эпюры $\bar{b}$, c_y и $\Delta\varphi^\circ$ для оптимальной лопасти с постоянным профилем NACA 23011. Вычисления произведены для режимов висения с умеренной окружностью ($\bar{V}_y=0$) и вертикального подъема с большой скоростью ($\bar{V}_y=0{,}1$) при $\bar{b}_7=0{,}026$ и $c_{y0}=0{,}8$. Из рис. 2.10 видим, что с увеличением $\bar{V}_y$ оптимальная форма в плане лопасти изолированного винта утрачивает свою гиперболичность и оптимальная ширина лопасти на малых $\bar{r}$ уменьшается. Как показывают расчеты оптимальной формы при $\bar{V}_y>0{,}2$ (т. е. уже на пропеллерном режиме), проведенные по аналогичной методике, уменьшение оптимальной ширины на малых $\bar{r}$ приводит к обычной для воздушного винта криволинейной форме лопасти в плане с наибольшей шириной на $\bar{r}\approx 0{,}5$.

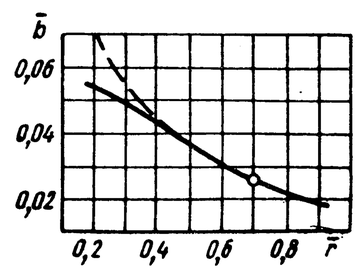


Рис. 2.10

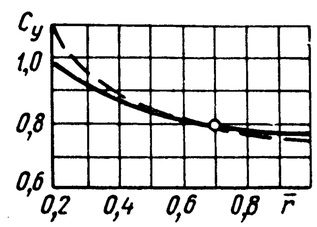


Рис. 2.11

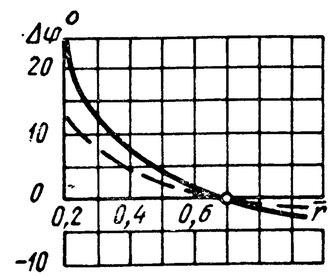


Рис. 2.12

2.3.2. Несущий винт для одновинтового или соосного вертолета

В разд. 2.1 было показано, что аэродинамическое сопротивление обдуваемых винтом элементов корпуса вертолета весьма существенно зависит от эпюры $\tilde{\Gamma}$. Это сопротивление увеличивает потребную для висения силу тяги несущего винта и приводит к увеличению мощности, затрачиваемой на висение. Найдем эпюру циркуляции, при которой затраты мощности на индуктивное сопротивление винта в указанных условиях будут наименьшими [11].

Из зависимости (2.1), поделив левую и правую части на $\rho\,(\omega R)^2 F/2$, получим

$$C_{YB} = C_{\text{T}}\,(1 - \Delta\overline{T}). \tag{2.45}$$

По аналогии с формулой (1.8) представим коэффициент подъемной силы вертолета в виде

$$C_{YB} = \varkappa\,\frac{k}{\pi}\,\overline{\Gamma}_Y. \tag{2.46}$$

Тогда из соотношения (2.45) будем иметь

$$\overline{\Gamma}_Y = \overline{\Gamma}_{\text{ср}} - \Delta\overline{T}\,\overline{\Gamma}_{\text{ср}}. \tag{2.47}$$

По зависимостям (2.5), (2.6), (2.10), (2.11), (2.12), (2.13) и соотношению (1.26)

$$\Delta\overline{T}\,\overline{\Gamma}_{\text{ср}} = 2\,\frac{\overline{S}_{\text{к}}}{\overline{l}_{\text{к}}}\int\limits_{\overline{r}_0}^{\frac{\overline{l}_{\text{к}}}{2}} \tilde{b}_{\text{к}}\overline{\Gamma}_r\,d\overline{r} + 0{,}4\overline{S}_{\text{ф}}\int\limits_{\overline{r}_0}^{1}\tilde{b}_{\text{ф}}\overline{\Gamma}_r\,d\overline{r} +$$

$$+\,\frac{\overline{S}_{\text{г. о}}}{\overline{b}_{\text{г. о}}}\int\limits_{\overline{r}_5}^{\overline{r}_8}\tilde{l}_{\text{г. о}}\overline{\Gamma}_r\,d\overline{r} = 2\int\limits_{\overline{r}_0}^{1} E\overline{\Gamma}_r\,d\overline{r}. \tag{2.48}$$

Здесь

$$E = 0{,}2\overline{S}_{\text{ф}}\tilde{b}_{\text{ф}} + E_{\text{к}} + E_{\text{г. о}}, \tag{2.49}$$

$$E_{\text{к}} = \begin{cases} \dfrac{\overline{S}_{\text{к}}}{\overline{l}_{\text{к}}}\,\tilde{b}_{\text{к}} & \text{при } \overline{r}_0 \leqslant \overline{r} \leqslant \dfrac{\overline{l}_{\text{к}}}{2}, \\ 0 & \text{при } \dfrac{\overline{l}_{\text{к}}}{2} < \overline{r} \leqslant 1; \end{cases}$$

$$E_{\text{г. о}} = \begin{cases} 0 & \text{при } \overline{r}_0 \leqslant \overline{r} \leqslant \overline{r}_5, \\ 0{,}5\,\dfrac{\overline{S}_{\text{г. о}}}{\overline{b}_{\text{г. о}}}\,\tilde{l}_{\text{г. о}} & \text{при } \overline{r}_5 \leqslant \overline{r} \leqslant \overline{r}_8, \\ 0 & \text{при } \overline{r}_8 < \overline{r} \leqslant 1. \end{cases}$$

Обозначим

$$\hat{\Gamma} = \frac{\overline{\Gamma}_r}{\overline{\Gamma}_Y}. \tag{2.50}$$

Это соотношение можно представить также в виде

$$\hat{\Gamma} = \frac{\overline{\Gamma}_{\text{ср}}}{\overline{\Gamma}_Y}\,\tilde{\Gamma} = \frac{C_{\text{T}}}{C_{YB}}\,\tilde{\Gamma} = \overline{\text{T}}\tilde{\Gamma}. \tag{2.51}$$

Таким образом, величина $\hat{\Gamma}$ характеризует как форму эпюры циркуляции ($\tilde{\Gamma}$), так и относительное увеличение силы тяги несущего винта ($\overline{\text{T}}$), потребное на преодоление аэродинамического сопротивления обдуваемых им частей вертолета. Имея в виду зависимость (1.9) и поделив левую и правую части соотношения (2.47) на $\overline{\Gamma}_Y$, получим

$$\int\limits_{\overline{r}_0}^{1}(\overline{r} - E)\,\hat{\Gamma}\,d\overline{r} = 1/2. \tag{2.52}$$

Основываясь на формулах (1.8), (1.9), (1.15), (2.46) и (2.50), представим зависимость (1.12) при $V_y = 0$ в виде

$$m_V = \frac{C_{\text{T}}^{3/2}}{\varkappa^{3/2}}\int\limits_{\overline{r}_0}^{1}\overline{r}\,\tilde{\Gamma}^{3/2}\,d\overline{r} = \frac{C_{YB}^{3/2}}{\varkappa^{3/2}}\int\limits_{\overline{r}_0}^{1}\overline{r}\,\hat{\Gamma}^{3/2}\,d\overline{r}. \tag{2.53}$$

Тогда вопрос об определении эпюры циркуляции, которая обеспечит наименьший коэффициент мощности m_V при заданной величине коэффициента подъемной силы вертолета $C_{YB} = \text{const}$ сводится к решению изопериметрической задачи об отыскании функции $\hat{\Gamma}_{\text{opt 1}} = f\,(\overline{r})$, обеспечивающей наименьшее значение интегралу в соотношении (2.53) при выполнении условия (2.52). Функция $\hat{\Gamma}_{\text{opt 1}}$ найдется из уравнения $dH/d\hat{\Gamma} = 0$, где H определяется зависимостью (2.31), причем $L_1 = \overline{r}\hat{\Gamma}^{3/2}$; $L_2 = (\overline{r} - E)\,\hat{\Gamma}$; a — постоянная величина, определяемая из условия (2.52). Таким образом, получим

$$\hat{\Gamma}_{\text{opt 1}} = (\overline{r} - E)^2/A_*\overline{r}^2, \tag{2.54}$$

где

$$A_* = 2\int\limits_{\overline{r}_0}^{1}\frac{(\overline{r} - E)^3}{\overline{r}^2}\,d\overline{r}. \tag{2.55}$$

При этом

$$\left(2\int\limits_{\overline{r}_0}^{1}\overline{r}\hat{\Gamma}^{3/2}\,d\overline{r}\right)_{\min} = 1/A_*^{1/2}. \tag{2.56}$$

Если $E = 0$, т. е. несущий винт изолирован, то $A_* = 1$, $\hat{\Gamma}_{\text{opt}\,1} = \tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,1} = 1$ при $\bar{r}_0 = 0$. Из формулы (2.54) непосредственно следует важный вывод о том, что при $\bar{r} = E$ относительная циркуляция $\hat{\Gamma}_{\text{opt}\,1} = 0$. Как бы ни было мало аэродинамическое сопротивление тела, находящегося в струе от винта, оптимальная ордината эпюры циркуляции вблизи комля равна нулю.

Установив по соотношению (2.54) величины $\hat{\Gamma}_{\text{opt}\,1}$, определяем $\bar{\mathrm{T}}$. Для этого умножаем левую и правую части равенства (2.51) на $\bar{r}$ и интегрируем по длине лопасти. Будем иметь

$$\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\hat{\Gamma}_{\text{opt}\,1}\, d\bar{r} = \bar{\mathrm{T}} \int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma}\, d\bar{r}.$$

Приняв во внимание соотношение (1.28), получим

$$\bar{\mathrm{T}} = 2\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\hat{\Gamma}_{\text{opt}\,1}\, d\bar{r}.$$

Зная $\bar{\mathrm{T}}$, по зависимости (2.51) найдем $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,1} = \hat{\Gamma}_{\text{opt}\,1}/\bar{\mathrm{T}}$.

Необходимые углы установки сечений лопасти и ее закрутку при принятой форме лопасти в плане определим по соотношению (1.37), которое после некоторых преобразований для $V_y = 0$ примет вид

$$\varphi_э^\circ = \frac{21{,}8}{\bar{r}}\left(\frac{C_\mathrm{T}}{\sigma}\,\frac{\tilde{\Gamma}}{\tilde{b}} + 1{,}35\sqrt{C_\mathrm{T}\tilde{\Gamma}}\right). \qquad (2.57)$$

Применим полученные формулы к отысканию оптимальной закрутки лопастей, которая обеспечит наименьшее индуктивное сопротивление несущего винта одновинтового или соосного вертолета с крылом и горизонтальным оперением, находящимся в струе несущего винта. Пусть крыло, фюзеляж и оперение имеют относительные площади $\bar{S}_\text{к} = 0{,}0365$, $\bar{S}_\text{ф} = 0{,}077$ и $\bar{S}_{\text{г.о}} = 0{,}0051$. Относительные размахи крыла и оперения $\bar{l}_\text{к} = 0{,}9$ и $\bar{l}_{\text{г.о}} = 0{,}18$. На рис. 2.13 приведены эпюры относительной ширины фюзеляжа в носовой ($\bar{b}_{\text{ф.н}}$) и кормовой ($\bar{b}_{\text{ф.к}}$) частях, относительных хорд крыла и размаха оперения. На рис. 2.14 показана эпюра ординат функции E, определенной по соотношению (2.49). На рис. 2.15 приведена эпюра $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,1}$ (кривая 2), осредняющая ступенчатую зависимость, обус-

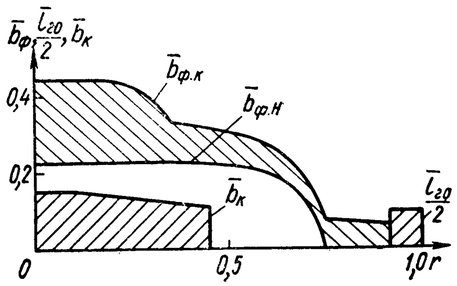


Рис. 2.13

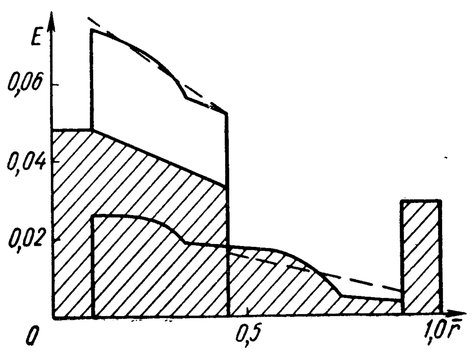


Рис. 2.14

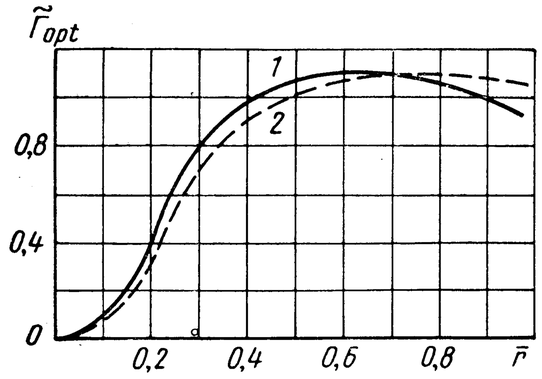


Рис. 2.15

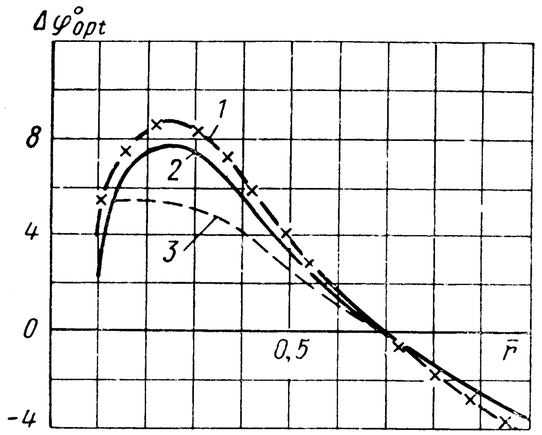


Рис. 2.16

ловленную ступенчатым изменением функции E. На рис. 2.16 приведены углы оптимальной закрутки сечений лопасти, имеющей прямоугольную форму при $C_\mathrm{T} = 0{,}014$ и $C_\mathrm{T}/\sigma = 0{,}15$ (*1* — $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}}$, $\tilde{b} = 1$; *2* — $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,1}$, $\tilde{b} = 1$; *3* — $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}}$, $\tilde{b}_{\text{opt}}$).

Для количественной оценки преимуществ оптимальной циркуляции, учитывающей влияние обдуваемых частей вертолета, рассмотрим еще две эпюры циркуляции: $\tilde{\Gamma}_{\text{III}} = 1$ и $\tilde{\Gamma}_{\text{I}} = 3\bar{r}/2$. По формуле (2.48)

$$\Delta\bar{\mathrm{T}} = 2\int_{\bar{r}_0}^{1} E\tilde{\Gamma}\, d\bar{r}.$$

Расчет дает $\Delta\bar{\mathrm{T}}_{\text{III}} = 0{,}065$ и $\Delta\bar{\mathrm{T}}_{\text{I}} = 0{,}037$. Сопоставляя мощность, потребную на преодоление индуктивного сопротивления винта с неоптимальной циркуляцией, с $N_{V\,\min}$, получим по зависимостям (2.51), (2.52) и (2.56)

$$\frac{N_V}{N_{V\,\min}} = 2\bar{\mathrm{T}}^{3/2} A_*^{1/2} \int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma}^{3/2}\, d\bar{r}. \qquad (2.58)$$

В формуле (2.58) коэффициент $\bar{\mathrm{T}}$ учитывает влияние на N_V необходимого увеличения силы тяги, а величина $2\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma}^{3/2}\, d\bar{r}$ — влияние формы лопасти на индуктивное сопротивление. Относительная потребная сила тяги $\bar{\mathrm{T}}_{\text{III}}$ в случае III равна 1,065, а соотношение мощностей по формуле (2.58) равно 1,015. В случае I имеем соответственно 1,037 и 1,025. В случае III винт имеет наилучшую форму по индуктивному сопротивлению изолированного винта, но наибольшее увеличение аэродинамического сопротивления обдуваемых частей корпуса. В случае I, наоборот, — плохую форму лопастей и наименьший эффект от обдувки. Случай же оптимальной циркуляции занимает промежуточное положение

по величине $\bar{T} = 1{,}050$ и по влиянию формы лопастей на индуктивное сопротивление. Величина $2\int\limits_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma}^{3/2}_{\text{opt}\,1} = 1{,}01$.

Примем теперь во внимание профильное сопротивление лопастей и найдем эпюру оптимальной циркуляции, при которой будет требоваться наименьшая мощность двигателей на режиме висения одновинтового или соосного вертолета. Рассмотрим общий случай, когда c_{xp} меняется по длине лопасти. Преобразуем выражение (2.36) для режима висения ($V_y = 0$), заменив по (1.5) произведение $c_y\bar{b}r$ через $2\bar{\Gamma}_r$. Тогда после обычных преобразований получим при $\varkappa = 0{,}94$

$$m_{\text{к}} = 2{,}13C_{\text{T}}\int\limits_{\bar{r}_0}^{1}\left(\bar{r}\,\frac{c_{xp}}{c_y} + 0{,}515C_{\text{T}}^{1/2}\tilde{\Gamma}^{1/2}\right)\bar{r}\tilde{\Gamma}\,dr, \qquad (2.59)$$

или

$$m_{\text{к}} = 2{,}13C_{Y\text{B}}\int\limits_{\bar{r}_0}^{1}\left(\bar{r}\,\frac{c_{xp}}{c_y} + 0{,}515C_{Y\text{B}}^{1/2}\hat{\Gamma}^{1/2}\right)\bar{r}\hat{\Gamma}\,d\bar{r}. \qquad (2.60)$$

Найдем $c_{y\,\text{opt}} = f_1(\bar{r})$ и $\bar{b}_{\text{opt}} = f_2(\bar{r})$, которые при $C_{YB} = \text{const}$ обеспечивают коэффициенту $m_{\text{к}}$ наименьшее значение. Из формул (2.59) и (2.60) непосредственно видно, что оптимальные значения c_y в сечениях лопастей соответствуют наибольшему качеству по полярам профилей *, т. е. $(c_y/c_{xp})_{\max}$. Если получающиеся при этом c_y велики по условию работы несущего винта в полете с горизонтальной скоростью, то коэффициенты подъемной силы в сечениях лопастей следует уменьшить до допустимой величины. Таким образом будет установлено целесообразное распределение $c_y = f_1(r)$ и определены величины ** $c_{xp}/c_y = f_3(\bar{r})$. Тогда задача об отыскании $\bar{b}_{\text{opt}} = f_2(\bar{r})$ сведется к изопериметрической задаче о нахождении функции $\hat{\Gamma}$, которая при выполнении условия (2.52) обеспечивает наименьшее значение интеграла, входящего в зависимость (2.60). Выполнив необходимые операции, получим

$$\hat{\Gamma}_{\text{opt}} = \frac{1{,}67}{C_{Y\text{B}}}\,\frac{\left[a(\bar{r}-E) - \bar{r}^2\,\dfrac{c_{xp}}{c_y}\right]^2}{\bar{r}^2}. \qquad (2.61)$$

---

* Такой подход к определению $c_{y\,\text{opt}}$ был применен в работе [40] при определении оптимальной циркуляции для воздушного винта самолета.

** Отметим, что, осложнив решение задачи об отыскании целесообразного распределения c_y по длине лопасти, можно было бы, как ранее, применить соотношение (2.42).

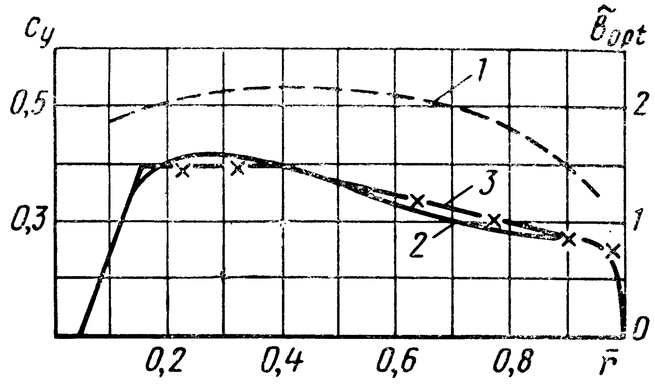


Рис. 2.17

Подставим выражение (2.61) в условие (2.52). Тогда окончательно будем иметь

$$a = 2\,\frac{A_1}{A_*} + \sqrt{4\left(\frac{A_1}{A_*}\right)^2 + \frac{0{,}6C_{Y\text{B}} - 2A_2}{A_*}},$$

где

$$A_1 = \int\limits_{\bar{r}_0}^{1}(\bar{r}-E)^2\,\frac{c_{xp}}{c_y}\,d\bar{r}, \quad A_2 = \int\limits_{\bar{r}_0}^{1}\bar{r}^2(\bar{r}-E)\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)^2 d\bar{r},$$

а величина A_* определяется по формуле (2.55).

Продолжим пример, рассмотренный выше. В табл. 2.1 приведены значения принятых коэффициентов подъемной силы и характеристики профильного сопротивления сечений лопасти.

Таблица 2.1

$\bar{r}$	0,1	0,3	0,5	0,7	0,9
c_y	0,48	0,52	0,52	0,50	0,40
$\dfrac{c_{xp}}{c_y}$	0,019	0,0193	0,0193	0,02	0,02

На рис. 2.17 показана принятая эпюра $c_y = f_1(\bar{r})$ — кривая *1*. Величина E дана на графике рис. 2.14. На рис. 2.15 представлены полученные эпюры *2* $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,1}$ и *1* $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}}$, т. е. циркуляции, при которых имеют минимум индуктивное сопротивление и полное аэродинамическое сопротивление несущего винта. Из сопоставления кривых следует, что учет профильного сопротивления лопастей уменьшает ординаты циркуляции в сечениях при $\bar{r} > 0{,}7$ и увеличивает их при $\bar{r} < 0{,}7$.

Формы лопасти в плане найдем из следующих соотношений: поделив левую и правую части выражения (1.5) на $\bar{\Gamma}_{\text{ср}}$ и вспомнив соотношение (1.8), получим $\tilde{\Gamma} = \varkappa\sigma c_y\tilde{b}\bar{r}/2C_{\text{T}}$, откуда

$$\tilde{b}_{\text{opt}} = 2{,}13\,\frac{C_{\text{T}}}{\sigma}\,\frac{\tilde{\Gamma}_{\text{opt}}}{c_y\bar{r}}. \qquad (2.62)$$

Зная C_{YB} и $\overline{T}$, найдем $C_T = C_{YB}\overline{T}$ и по формуле (2.62) определим $\tilde{b}_{opt} = f_2(\bar{r})$. На рис. 2.17 представлена эта эпюра (кривая *2*), соответствующая принятым значениям c_y. Сложная криволинейная конфигурация лопасти в плане приближенно может быть заменена составным линейным контуром: прямоугольная часть (кривая *3*) при $0{,}15 \leqslant \bar{r} \leqslant 0{,}4$ и трапециевидная часть от $\bar{r} = 0{,}4$ до $\bar{r} = 1$ с сужением $b_4/b_{10} = 2$.

Оптимальные установочные углы сечений лопасти и оптимальная ее закрутка находятся по формуле (2.57). На рис. 2.16 приведена эпюра $\Delta\overset{\circ}{\varphi}_{opt} = f_4(\bar{r})$ при $\sigma = 0{,}0935$. Эта эпюра *3* представляет собой линейное закручивание на 8,5° на участке $0{,}3 \leqslant \bar{r} \leqslant 1$ и постоянный угол установки при $\bar{r} < 0{,}3$. Если приближенно принять, что c_{xp}/c_y остается постоянным и при изменении c_y, то для сравнения эпюр оптимальной закрутки, соответствующих $\tilde{\Gamma}_{opt\,1}$ и $\tilde{\Gamma}_{opt}$, целесообразно рассмотреть и прямоугольную лопасть. На рис. 2.16 приведена эпюра *1* $\Delta\overset{\circ}{\varphi}_{opt}$, соответствующая $\tilde{\Gamma}_{opt}$ при $\tilde{b} = 1$. Из сопоставления кривых следует, что учет влияния профильного сопротивления лопастей приводит к увеличению закрутки лопасти по сравнению со случаем *2*, когда крутка оптимизирована по условию минимума индуктивного сопротивления ($\tilde{\Gamma}_{opt\,1}$).

Применение оптимальной компоновки лопастей (которая практически легко выполнима) уменьшает потребную мощность на 4,5% по сравнению с компоновкой, соответствующей циркуляции типа I ($\tilde{\Gamma}_I = 1{,}5\bar{r}$), и на 2,7% по сравнению с вариантом, отвечающим циркуляции типа III ($\tilde{\Gamma}_{III} = 1$). Напомним, что циркуляция типа I присуща винту с прямоугольными лопастями, закрученными приблизительно на 5°, а типа III — винту НЕЖ. Определение оптимальной компоновки лопастей для несущих винтов двухвинтовых вертолетов поперечного и продольного типов с учетом частичного перекрытия винтов и корпуса вертолета рассмотрено в работе [12]. Оказалось, что для поперечной схемы выгодны лопасти с бóльшим сужением, чем для одновинтового вертолета. При увеличении перекрытия для режима висения целесообразно увеличивать закрутку лопастей.

Если рассматривается вертолет не специального назначения, для которого режим висения является единственно расчетным, то окончательный выбор целесообразной компоновки лопастей должен быть сделан с учетом условий работы несущего винта на режимах полета с горизонтальной скоростью.

ГЛАВА 3

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ НА РЕЖИМАХ ПОЛЕТА С ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ

3.1. СИЛЫ, РАЗВИВАЕМЫЕ НЕСУЩИМ ВИНТОМ, И МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ НА ЕГО ВРАЩЕНИЕ

В полете с горизонтальной составляющей скорости лопасти несущего винта находятся под воздействием потока воздуха, скорость которого в основном определяется векторной суммой окружной скорости винта и скорости перемещения вертолета. Таким образом, в разных точках окружности рассматриваемого сечения лопасти скорости набегающего потока будут отличаться. Вследствие этого будут отличаться и аэродинамические нагрузки, величины которых зависят от скорости и истинных углов атаки α сечений лопасти. Углы же атаки α сечений лопасти обусловлены эффективным углом атаки $\alpha_э$ несущего винта (рис. 3.1), маховым движением лопасти, индуктивным скосом потока и углами установки сечений.

В поперечном сечении диска винта, где окружная скорость лопасти складывается с проекцией скорости полета на плоскость вращения, угол азимута $\psi = \pi/2$. В диаметрально противоположной точке, в которой скорости вычитаются, $\psi = 3/2\pi$. Лопасть называется опережающей, если для нее $0 < \psi < \pi$, и отстающей при $\pi < \psi < 2\pi$.

При отклонении автомата перекоса (АП) ось конуса, описываемого лопастями, поворачивается. Соответственно поворачиваются и эффективные ось винта и перпендикулярная ей плоскость его вращения (ЭПВ), которые при нейтральном положении автомата перекоса и отсутствии регулятора взмаха совпадают с конструктивными осью и плоскостью вращения винта (КПВ). Та-

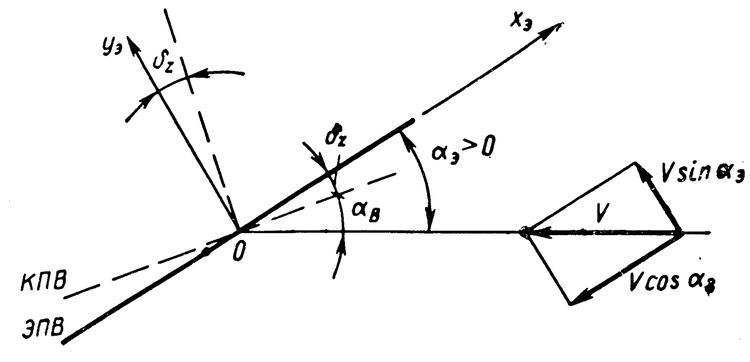


Рис. 3.1

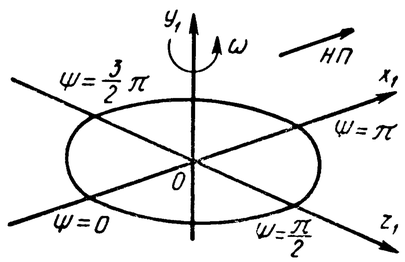


Рис. 3.2

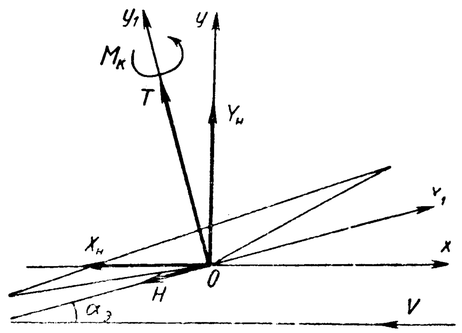


Рис. 3.3

ким образом, эффективные ось винта и плоскость его вращения совпадают с осью и плоскостью вращения «эквивалентного» винта [35, 38, 34], который можно рассматривать как винт с непосредственным управлением, осуществляемым поворотом его оси относительно центра втулки. Направление координатных осей, связанных с винтом, показано на рис. 3.2. Спроектировав силу тяги винта T и его продольную силу H, отнесенные к эффективным осям, на скоростные оси, получим с учетом отклонения АП подъемную силу (рис. 3.3)

$$Y_н = T\cos\alpha_э - H\sin\alpha_э \tag{3.1}$$

и горизонтальную составляющую

$$X_н = T\sin\alpha_э + H\cos\alpha_э. \tag{3.2}$$

В зависимости от величины и знака $\alpha_э$ горизонтальная составляющая будет больше или меньше нуля, т. е. несущий винт будет создавать аэродинамическое сопротивление или горизонтальную силу тяги. Винт вертолета служит его несущей системой и движителем. Соответственно мощность $N_к$, затрачиваемая на вращение винта, идет на создание подъемной силы и горизонтальной силы тяги [2]:

$$N_к = N_Y + N_X, \tag{3.3}$$

причем

$$N_Y = N_p + N_i; \tag{3.4}$$

$$N_X = -\frac{1}{75}VX_н, \tag{3.5}$$

где N_p и N_i — мощности, потребные на преодоление соответственно профильного и индуктивного сопротивлений лопастей несущего винта. Коэффициент мощности или крутящего момента, потребный на вращение винта, представляется суммой

$$m_к = m_Y + m_X. \tag{3.6}$$

Здесь

$$m_Y = m_p + m_i; \tag{3.7}$$

$$m_X = -\overline{V}C_X \tag{3.8}$$

суть коэффициенты мощностей, потребных для создания подъемной и пропульсивной сил соответственно, а C_X — коэффициент горизонтальной составляющей аэродинамической силы, причем

$$C_X = C_T\sin\alpha_э + C_H\cos\alpha_э. \tag{3.9}$$

3.2. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ТЕОРИИ НЕСУЩЕГО ВИНТА С ПЛОСКОЙ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМОЙ

Для определения компонент аэродинамических сил и моментов, возникающих на несущем винте в полете с горизонтальной скоростью, необходимо в сечениях лопастей знать углы атаки, которые зависят от индуктивного скоса потока. Кроме того, для определения индуктивного влияния винта на соседние несущие винты, горизонтальное и вертикальное оперение, крылья, ненесущие элементы вертолета и рулевой винт необходимо определить все компоненты индуктивной скорости в любой точке пространства. Такая задача может быть решена на основе вихревой теории несущего винта.

Рассмотрим вихревую систему несущего винта, которая образуется свободными вихрями, сошедшими с его лопастей. На режиме висения вихревая система имеет вид, показанный на рис. 3.4 и 3.5 *. Когда вертолет движется с горизонтальной скоростью, вихревая колонна скашивается (рис. 3.6 и 3.7). В общем случае при достаточно большой нагрузке на лопасти и малых относительных скоростях полета форма свободных вихрей будет зависеть от скоростей, которые ими индуцируются. Таким образом, вихревая теория несущего винта будет нелинейной, что значительно

* Концевые свободные вихри (см. рис. 3.5, 3.7 и 3.9) визуализированы В. Г. Колковым с помощью дыма.

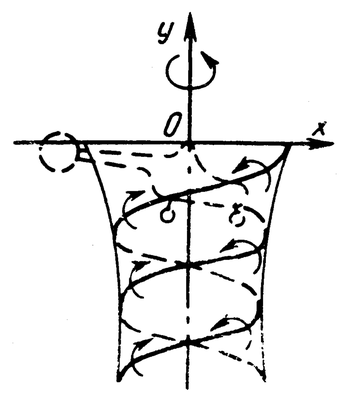


Рис. 3.4

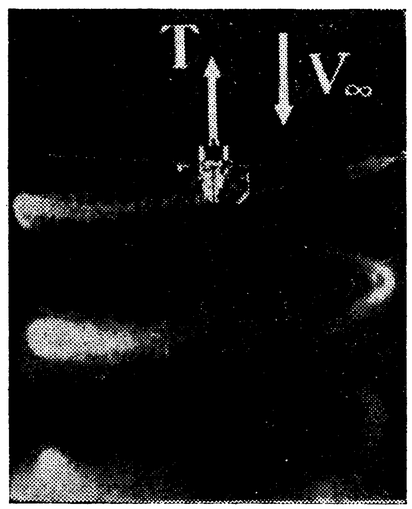


Рис. 3.5

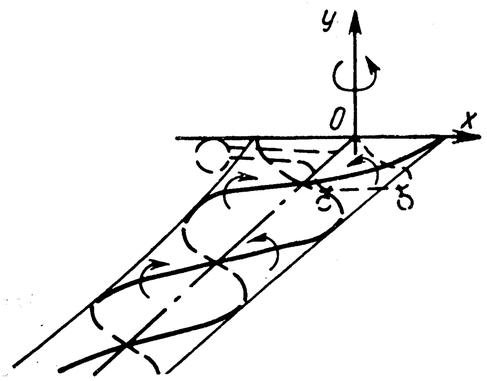


Рис. 3.6

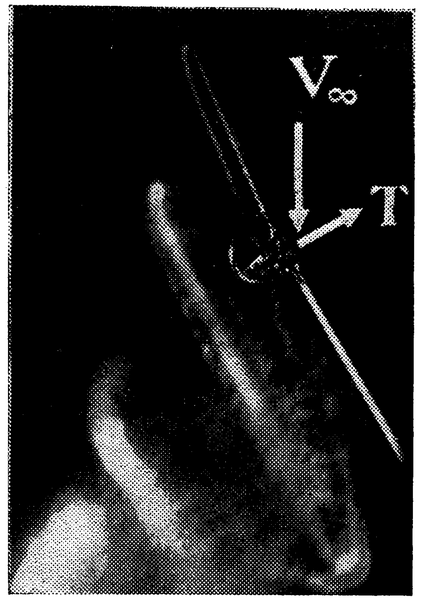


Рис. 3.7

усложняет расчет. Поэтому важно установить, при каких μ и отношении C_T/k, характеризующем нагружение лопасти, еще можно не учитывать нелинейность при формировании свободной вихревой системы. В. Э. Баскин [2] рассматривает этот вопрос применительно к четырехлопастному несущему винту при $\mu = 0{,}1$ и $\alpha_B = -11°$. Расчетно-теоретическое исследование показало, что при умеренной нагрузке на лопасть ($\bar{\Gamma} = 0{,}01$) нелинейная теория при $\mu = 0{,}1$ дает при расчете индуктивных скоростей в плоскости диска винта сравнительно небольшие поправки к линейной. Этими поправками вполне можно пренебречь. При средних и больших скоростях полета нелинейность движения вихрей слабо сказывается на индуктивных скоростях в плоскости диска винта. Исключением, по-видимому, будут случаи, когда элементы вихрей близко подойдут к лопастям.

Отметим, что для вертолета это мало вероятно, так как с увеличением скорости полета его несущий винт все более наклоняется вперед и расстояние между лопастями и пеленой свободных вихрей увеличивается.

Приняв $\bar{\Gamma}_{ср} \approx \bar{\Gamma} = 0{,}01$, из зависимости (1.8) получим, что при $C_T/k \leqslant 0{,}003$ и $\mu = 0{,}1$ нет необходимости в применении нелинейной вихревой теории.

С увеличением относительной скорости полета, как уже было сказано, воздействие индуктивных скоростей на форму вихревой системы уменьшается, но увеличивается влияние числа лопастей, так как возрастает расстояние между свободными вихрями, пропорциональное отношению μ/k. Таким образом, возникает необходимость в применении лопастной вихревой теории несущего винта. Экспериментальные исследования, проведенные П. М. Новоселовым и П. И. Радченко, позволяют сделать вывод, что применение лопастной теории необходимо при $C_T/k > 0{,}003$ и $\mu/k > 0{,}1$. При меньших значениях этих отношений влияние числа

лопастей практически незаметно и достаточную точность для определения интегральных характеристик несущего винта дает дисковая теория. Вихревую схему косого цилиндра (см. рис. 3.6 и 3.7) впервые рассмотрел Г. И. Майкапар [30]. Он же первый высказал допущение, что для определения интегральных аэродинамических характеристик несущего винта в косом потоке можно применить дисковую теорию и, следовательно, средние во времени индуктивные скорости.

Затем изучением этого режима занимался В. Э. Баскин, которому удалось продвинуть решение этой проблемы *. Исследованием пространственной вихревой системы занимались также В. Е. Касторский (1957 г.) и А. М. Лепилкин [29]. Важные результаты для дальнейших приложений теории с пространственной вихревой системой получены Ван Ши-Цунем [5]. К развитию этой теории относятся также исследования Е. С. Вождаева [2, 22].

При увеличении горизонтальной скорости вихревая колонна будет все более и более отклоняться назад и при достаточно большой скорости полета и умеренном угле атаки практически станет плоской (рис. 3.8 и 3.9). При этом свободные вихри примут циклоидальную форму. Опыт и теоретическая оценка показывают, что схема плоской вихревой системы несущего винта ** вполне при-

---

* Эта работа была выполнена в 1955 г. и доложена на Всесоюзном съезде по теоретической и прикладной механике в 1960 г. Метод В. Э. Баскина изложен в работе А. В. Некрасова «Расчет изгибных напряжений в лопасти вертолета на малых и средних скоростях полета». — «Труды ЦАГИ», вып. 913, 1964 г. [34, 2].

** Впервые эта схема была исследована автором в 1947 г. В этот же период в общих контурах была закончена и разработка теории винта с плоской вихревой пеленой. Эта работа была доложена на Всесоюзном съезде по теоретической и прикладной механике в 1960 г. [17].

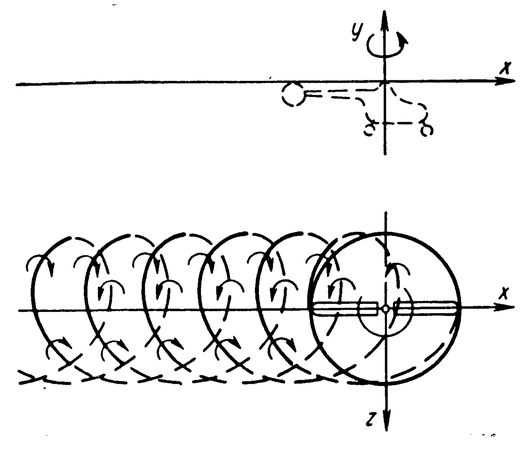


Рис. 3.8

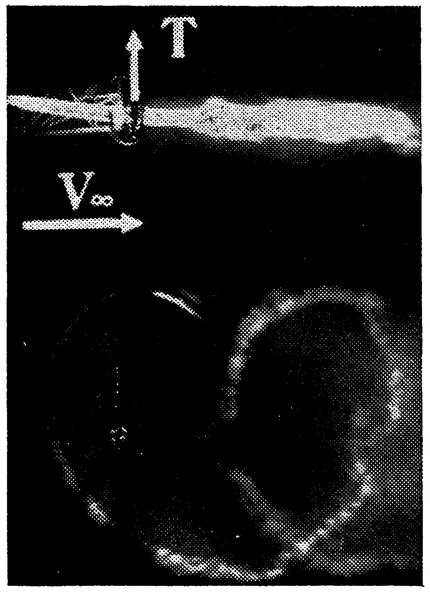


Рис. 3.9

менима при относительной горизонтальной скорости $\overline{V} \geqslant 1{,}15\sqrt{C_T}$.

С увеличением скорости полета эффективная ось несущего винта наклоняется вперед, угол атаки по абсолютному значению увеличивается и вихревая пелена из плоской обращается в пространственную. Однако А. И. Слуцкий показал (1949 г.), что индуктивные скорости, полученные при $\alpha_э = 0°$ (плоская вихревая система) и $\alpha_э = -15°$ (пространственная вихревая система), мало отличаются. Таким образом, до относительной скорости полета, при которой еще применима дисковая теория, для расчета интегральных характеристик можно ограничиться рассмотрением только плоской вихревой системы.

К исследованию индуктивных скоростей на этих режимах относится и оригинальная работа А. А. Никольского, выполненная им в 1953 г. Разработке теории на базе плоской вихревой пелены посвящены также работы А. И. Слуцкого (1949 г.), А. П. Проскурякова [39], И. О. Мельца (1957 г.) и П. В. Занозина (1961 г.), Много работ по этой теории, главным образом по доведению ее до инженерных приложений, выполнено Г. Р. Кваша. За этот же период за рубежом были опубликованы статьи Мэнглера и Сквайра [56], Касла и Леу [52], Хейсона и Катцова [54], посвященные той же проблеме. Особо следует отметить обширное экспериментальное исследование поля индуктивных скоростей, произведенное М. Л. Милем и М. К. Сперанским (1947 г.). Их работа дала сильный толчок развитию вихревой теории.

В связи с изучением аэродинамических нагрузок на лопасть в последнее время получила развитие теория мгновенных индуктивных скоростей. Основные результаты в этом направлении получены Г. И. Майкапаром (1956 г.), В. Э. Баскиным [3], А. С. Дьяченко [3], Е. С. Вождаевым [2], М. Н. Тищенко, В. М. Калявкиным.

В работе [2] изложена теория несущего винта с плоской вихревой пеленой. Там приведены все необходимые формулы и графики

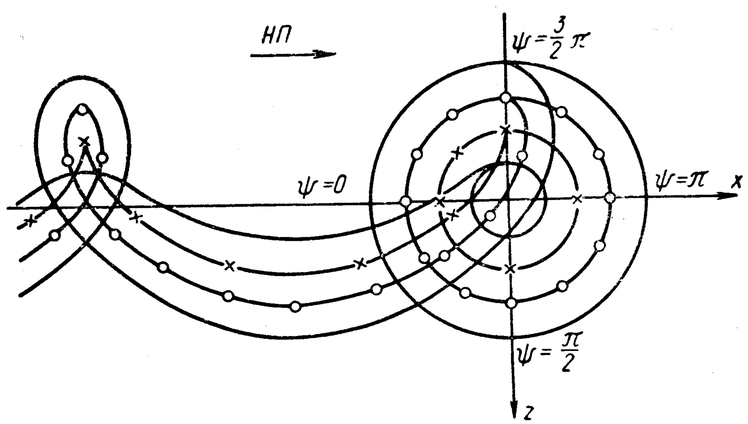


Рис. 3.10

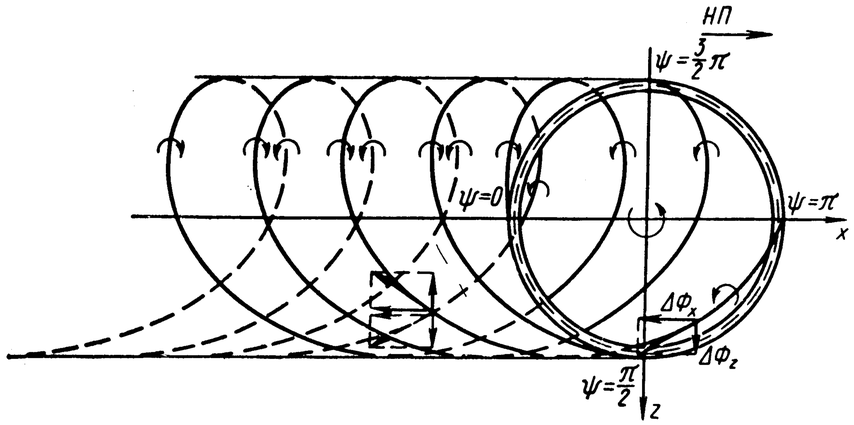


Рис. 3.11

для определения компонентов индуктивной скорости, вызванной несущим винтом с жесткими лопастями произвольной формы, в любой точке пространства.

Напомним основные положения этой теории. Свободные вихри, сходящие с лопасти, имеют циклоидальную форму (см. рис. 3.8). Свободные вихри сходят со всех сечений лопасти, поэтому образуются циклоиды различных размеров и формы (рис. 3.10). Интенсивность свободных вихрей, сходящих с одного и того же сечения лопасти на различных азимутах, различна. Представим величину циркуляции для сечения на относительном радиусе $\overline{\rho}$ в виде

$$\Gamma(\overline{\rho}, \psi) = \Gamma_\rho + \Delta\Gamma(\overline{\rho}, \psi), \qquad (3.10)$$

где Γ_ρ — среднее по окружности значение циркуляции на данном радиусе ρ, а $\Delta\Gamma(\overline{\rho}, \psi)$ — величина, меняющаяся в зависимости от азимута.

Рассмотрим систему циклоидальных свободных вихрей, сошедших с сечений лопастей на относительном радиусе $\overline{\rho}$ и имеющих постоянную по азимуту циркуляцию, соответствующую средней по окружности циркуляции. Так как полет вертолета главным образом происходит при $\overline{V} \leqslant 0{,}45$, т. е. при окружной скорости, более чем в 2,2 раза превосходящей поступательную, то при пяти- или четырехлопастном несущем винте «густота» свободных вихрей будет настолько велика, что можно рассматривать их как сплошную вихревую пелену (рис. 3.11). Это допущение хорошо подтверждается специальными экспериментами, посвященными влиянию числа лопастей, о которых говорилось выше.

Заменим свободный циклоидальный вихревой слой, имеющий по окружности радиуса ρ постоянную циркуляцию, двумя системами вихревых слоев: слоем продольных свободных вихрей и слоем поперечных свободных вихрей. На рис. 3.11 условно показаны векторами интенсивности этих прямолинейных слоев. Поперечные свободные прямолинейные вихри существуют только

внутри круга радиуса ρ. Вне этого круга при геометрическом суммировании погонной циркуляции поперечные вихри исчезнут и останутся только одни продольные вихри двойной погонной циркуляции. На рис. 3.12 изображена полученная схема прямолинейных вихрей, образовавшихся из пелены циклоидальных вихрей, сошедших с винта на окружности радиуса ρ. Направление вращения продольных вихрей слева и справа от прямой $\bar{z} = -\bar{V}$ противоположно. Циркуляции $\Delta\Gamma(\bar{\rho}, \psi)$ в формуле (3.10) соответствуют дополнительные присоединенные вихри, которые порождают систему дополнительных свободных вихрей. При этом направление их завихренности с изменением знака $\Delta\Gamma(\bar{\rho}, \psi)$ будет меняться. Вследствие этого дополнительные средние по времени индуктивные скорости, обусловленные изменением циркуляции по азимуту, при $\bar{V} \leqslant 0{,}45$ малы по сравнению со скоростями, индуцированными вихревой системой, соответствующей постоянной по азимуту средней циркуляции. В работе [2] приведены экспериментальные данные, подтверждающие этот вывод. Таким образом, компоненты индуктивной скорости в произвольной точке пространства будут в основном определяться поперечными и продольными свободными вихрями, соответствующими средней по окружности циркуляции. Присоединенные вихри с одинаковой на всех азимутах циркуляцией не вызовут вертикальных индуктивных скоростей. Они вызовут окружные индуктивные скорости в точках, расположенных над диском несущего винта и под ним. Эти скорости будут несколько менять эффективную окружную скорость у элементов лопастей в соосной схеме вертолета, но так как в среднем по расчету эта индуктивная окружная скорость составляет не более 0,5% окружной скорости конца лопасти, то ею можно пренебречь. Также из-за малости воздействия не будем учитывать влияния присоединенных вихрей на составляющие индуктивной скорости на оси x и z.

Горизонтальная компонента индуктивной скорости v_x в основном создается поперечными свободными вихрями. Так как поперечные свободные вихри имеются только в пределах диска несущего винта, то их действие на далеко расположенные точки ничтожно, т. е. при $x, y, z \to \pm\infty$ имеем $v_x \to 0$. Над винтом $v_x < 0$, под винтом $v_x > 0$. Следовательно, в соосной схеме верхний винт работает при повышенных горизонтальных скоростях, а нижний — при пониженных.

Поперечная компонента индуктивной скорости v_z вызывается только продольными свободными вихрями. Можно показать, что $v_z(-\infty, y, z) = 2v_z(0, y, z)$, $v_z(\infty, y, z) = 0$. Поперечная компонента индуктивной скорости сильно влияет на работу рулевого винта вертолета одновинтовой схемы, увеличивая силу тяги рулевого винта и уменьшая мощность, затрачиваемую на его работу, если рулевой винт находится выше вихревой пелены. Кроме того, v_z заметно сказывается на путевой статической устойчивости

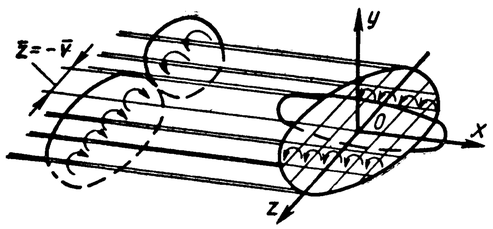


Рис. 3.12

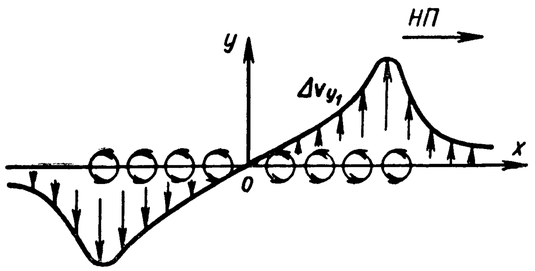


Рис. 3.13

вертолетов. Поперечная компонента индуктивной скорости, вызванная передним винтом, влияет также на продольную и боковую силы заднего винта в продольной схеме. Этот эффект наблюдается и в соосной схеме.

Вертикальная компонента индуктивной скорости v_y, играющая основную роль в аэродинамике несущих винтов, зависит как от продольных, так и от поперечных свободных вихрей.

На рис. 3.13 показано продольное сечение диска несущего винта со схематическим изображением поперечных свободных вихрей. Так как слева и справа от координатной плоскости $y0z$ находится одинаковое количество вихрей, то непосредственно из схемы видно, что вертикальная индуктивная скорость Δv_{y1}, вызываемая поперечными вихрями, в плоскости $y0z$ будет равна нулю. Слева и справа от плоскости $y0z$ на одинаковых расстояниях от нее Δv_{y1} будут иметь равные величины, но противоположное направление. В задней части диска несущего винта скорости Δv_{y1} будут направлены вниз.

Теперь рассмотрим слой продольных свободных вихрей. Выше было указано, что интенсивность продольных вихрей за пределами диска несущего винта в два раза больше, чем в самом диске. На рис. 3.14 показана схема распределения интенсивности продольных вихрей в сечении на расстоянии z от оси $0x$. Для дальнейших рассуждений заменим эту схему двумя схемами, которые при наложении дают исходную. На рис. 3.15 показана такая замена для определения вертикальной индуктивной скорости, вызывае-

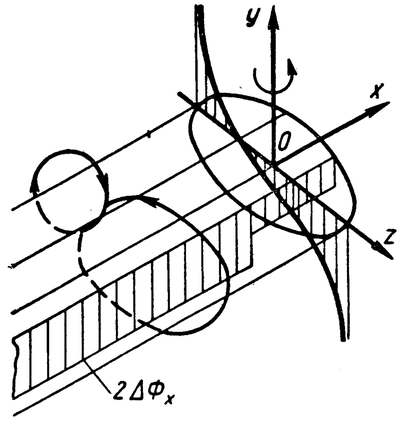


Рис. 3.14

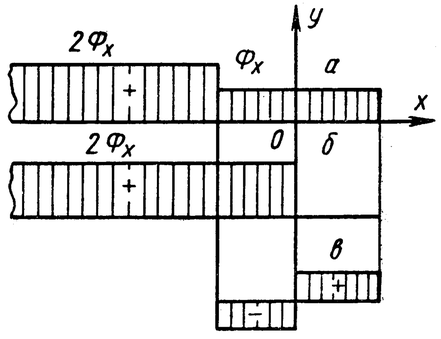


Рис. 3.15

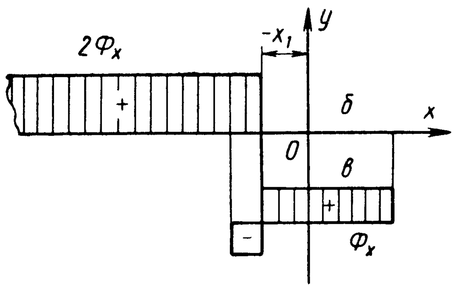


Рис. 3.16

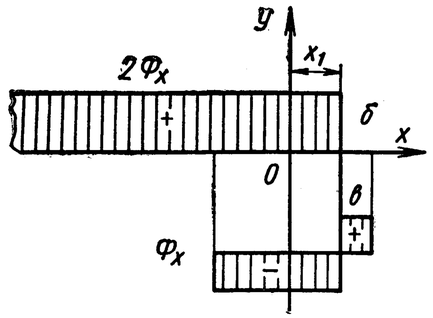


Рис. 3.17

мой продольными вихрями в плоскости $y0z$. Исходная система *а* заменена системой *б* прямолинейных вихрей, постоянной по длине погонной циркуляции $2\Phi_x$, идущих от плоскости, где ищется скорость, до бесконечности, и системой *в*, которая при наложении на систему *б* дает исходную систему *а*. На рис. 3.16 представлена замена продольной вихревой системы для определения индуктивной скорости в плоскости, параллельной плоскости $y0z$ и находящейся на расстоянии x_1 от нее. На рис. 3.17 показана аналогичная замена для определения индуктивной скорости в плоскости, также параллельной плоскости $y0z$, но находящейся с другой стороны от нее на расстоянии x_1. Обозначим индуктивную скорость, вызываемую системой *б* в плоскости, где эта система начинается, через Δv_{y0}, а системой *в* — через Δv_{y2}. Из рис. 3.15 видно, что индуктивная скорость в плоскости $y0z$, вызываемая системой *в*, равна нулю, т. е. $\Delta v_{y2} = 0$, так как слои продольных вихрей, расположенные слева и справа от плоскости $y0z$, имеют равные размеры и интенсивность, но разное направление завихренности. Следовательно, вертикальная индуктивная скорость в плоскости $y0z$ будет определяться только системой продольных свободных вихрей, идущих от оси $0z$ в бесконечность (рис. 3.18), т. е. $\Delta v_y = \Delta v_{y0}$. Из рис. 3.16 и 3.17 видно, что индуктивные скорости Δv_{y2}, вызываемые продольными вихрями системы *в*, справа и слева от плоскости $y0z$ в точках, находящихся на равных от нее расстояниях, будут равны по величине, но обратны по знаку. Вертикальная индуктивная скорость Δv_{y2} справа от плоскости $y0z$ будет направлена вверх, а слева — вниз.

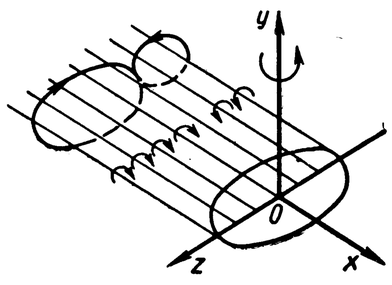


Рис. 3.18

Таким образом, вертикальные индуктивные скорости, вызываемые свободными вихрями, сошедшими с окружности радиуса ρ и имеющими по этой окружности постоянную циркуляцию, в точках, симметричных относительно координатной плоскости $y0z$, будут равны $\Delta v_y(-x_1, y, z) = \Delta v_{y0} + \Delta v_{y1} + \Delta v_{y2}$; $\Delta v_y(x_1, y, z) = \Delta v_{y0} - \Delta v_{y1} - \Delta v_{y2}$. Далеко от несущего винта

при $x \to -\infty$ индуктивные скорости, создаваемые поперечными свободными вихрями и продольными системы *в*, будут равны нулю, т. е. $\Delta v_{y1} = \Delta v_{y2} = 0$. Индуктивная скорость в этой бесконечно удаленной точке будет создаваться только продольными вихрями системы *б*, которые в данном случае будут иметь двойную длину, так как относительно точки $x = -\infty$ эти вихри будут идти от $+\infty$ до $-\infty$. Таким образом, $\Delta v_y(-\infty, y, z) = 2\Delta v_{y0}$. Аналогично получим, что в бесконечно удаленной точке перед несущим винтом вертикальная индуктивная скорость равна нулю, т. е. $\Delta v_y(+\infty, y, z) = 0$. Расчеты показывают, что удвоение индуктивной скорости за винтом и обращение ее в нуль перед ним практически происходит при $|\bar{x}_1| = 1{,}4$—$1{,}5$ *.

При определении компонент аэродинамической силы и момента несущего винта необходимо знать разложение индуктивной скорости в ряд Фурье

$$\bar{v}(\bar{r}, \psi) = \bar{v}_r + \sum_{n=1}^{n=m} (\bar{v}_{c,n} \cos n\psi + \bar{v}_{s,n} \sin n\psi).$$

Доказано [2], что $\bar{v}_r = -k\bar{\Gamma}_r/4\pi\bar{V}$, $\bar{v}_{s,1} = -k\bar{\Gamma}_r/2\pi\bar{r}$. Если средняя по окружности циркуляция имеет линейное распределение, т. е. $\bar{\Gamma}_r = c\bar{r}$, то $\bar{v}_{c,2} = \frac{k\bar{\Gamma}_r}{6\pi\bar{V}} = -\frac{2}{3}\bar{v}_r$, $\bar{v}_{c,2n} = -\frac{2}{4n^2-1}\bar{v}_r$ и $\bar{v}_{s,2n-1} = \bar{v}_{s,1}/(2n-1)$. Для $\bar{\Gamma}_r$ другой формы в работе [2] имеются соответствующие формулы. Величины $\bar{v}_{c,2n-1}$ и $\bar{v}_{s,2n}$ зависят то $\bar{v}_{y1}$ и $\bar{v}_{y2}$ и определяются следующими соотношениями:

$$\bar{v}_{c,2n-1}(\bar{r}) = \frac{k\bar{\Gamma}_{ср}}{4\pi\bar{V}}\hat{v}_{c,2n-1}(\bar{r}), \quad \bar{v}_{s,2n}(\bar{r}) = \frac{k\bar{\Gamma}_{ср}}{4\pi\bar{V}}\hat{v}_{s,2n}(\bar{r}).$$

Отметим, что в горизонтальном полете индуктивная скорость, направленная сверху вниз, согласно направлению координатной оси y имеет знак минус. В то же время на режимах полета по вертикали из-за сложившейся традиции [7, 25, 48, 49, 50] принято положительное направление индуктивной скорости — вниз. В работе [2] приводятся формулы для вычисления $\hat{v}_{c,2n-1}$ при $n = 1, 2, 3$ и $\hat{v}_{s,2n}$ при $n = 1, 2$.

---

* Экспериментальные исследования И. О. Факторовича, В. А. Кузнецова и И. Ф. Морозова (1949 г.) подтверждают этот вывод.

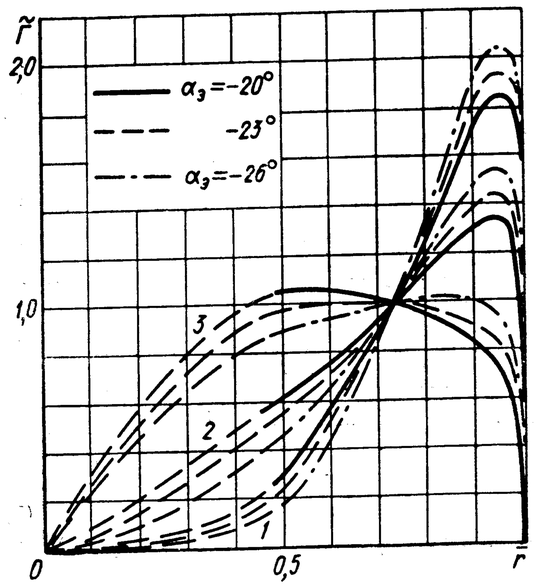


Рис. 3.19

В полете с горизонтальной скоростью величина средней относительной циркуляции определяется по формуле

$$\bar{\Gamma}_r = B\left[\varphi_э \bar{r}\left(1+\frac{1}{2}\frac{\mu^2}{\bar{r}^2}\right)+\mu\alpha_э\right]^*,$$

$$B = \frac{4\pi a_\infty \mu \bar{b}}{8\pi\mu + a_\infty k\bar{b}\left(1+\frac{\mu^2}{\bar{r}^2}\right)};$$

$$\alpha_э = \alpha_В + \theta_{2э};\ \delta_z = \theta_{2э}.$$

По этой формуле для несущего винта, имеющего произвольное очертание в плане и произвольный закон изменения углов установки сечений лопасти, можно определить величину средней по окружности циркуляции при различных эффективных углах атаки несущего винта $\alpha_э$. Отметим, что для $\bar{r} \leq \mu$ эпюру $\bar{\Gamma}_r$ следует плавно сводить к нулю от ординаты при $\bar{r} = \mu$ к комлю лопасти ($\bar{r} = \bar{r}_0$). При $\bar{V} \leqslant 0{,}45$ заметного количественного влияния на окончательные результаты эта приближенность не оказывает. Согласно зависимости (1.26)

$$\tilde{\Gamma} = 4\mu\frac{\varkappa}{C_Т}\tilde{c}\left(\varphi_э\bar{r}\frac{\bar{r}^2+0{,}5\mu^2}{\bar{r}^2+\tilde{c}\mu^2}+\mu\alpha_э\frac{\bar{r}^2}{\bar{r}^2+\tilde{c}\mu^2}\right), \qquad (3.11)$$

где

$$\tilde{c} = \frac{a_\infty\sigma\tilde{b}}{8\mu + a_\infty\sigma\tilde{b}}. \qquad (3.12)$$

В работе [2] на рис. 3.3 приведены эпюры $\tilde{\Gamma}$ винта с $\eta_* = 1$, $\sigma = 0{,}07$ и $C_Т/\sigma = 0{,}17$ для различных μ, $\alpha_э$ и линейной закрутки $\Delta\varphi_\Sigma$. Согласно расчетам изменение σ и $C_Т/\sigma$ в пределах $0{,}07 \leqslant \sigma \leqslant 0{,}13$ и $0{,}10 \leqslant (C_Т/\sigma) \leqslant 0{,}22$ мало сказывается на ординатах эпюры $\tilde{\Gamma}$. В основном $\tilde{\Gamma}$ зависит от формы лопастей и режима работы винта, т. е. от μ, $\tilde{b}$, $\varphi_э$, $\sigma/C_Т$, $\alpha_э\sigma/C_Т$. На рис. 3.19 для примера приведены эпюры $\tilde{\Gamma}$ для $C_Т = 0{,}0143$; $\sigma = 0{,}11$; $\mu = 0{,}49$ при больших отрицательных величинах $\alpha_э$, $\Delta\varphi_\Sigma = 0°$; 7°; 16° (кривые *1*, *2*, *3* соответственно) и $\eta_* = 1$.

---

* Отметим, что в работе [2] $\mu = \bar{V}\cos\alpha_В$, а в этой книге $\mu = \bar{V}\cos\alpha_э$. Противоречия здесь нет, так как в соответствии с теорией «эквивалентного» винта [35, 38, 34] $\cos\alpha_В \approx \cos\alpha_э$.

3.3. КОЭФФИЦИЕНТЫ КОМПОНЕНТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИЛЫ И МОМЕНТА, ВОЗНИКАЮЩИХ НА НЕСУЩЕМ ВИНТЕ С ШАРНИРНЫМ КРЕПЛЕНИЕМ ЛОПАСТЕЙ

В работе [2] на базе теории несущего винта с плоской вихревой пеленой получены формулы для коэффициентов силы тяги, продольной и боковой сил, а также для коэффициентов продольного и кренящего моментов. Формулы выведены для винта с лопастями произвольной формы. Эффективный угол общего шага для различных η_* найдется из соотношения

$$\overset{\circ}{\varphi}_{0э} \approx 21{,}8\frac{C_Т}{\sigma}\left(1{,}43+\frac{\sigma}{\mu}\right) - 1{,}35\mu\overset{\circ}{\alpha}_э + 0{,}05\Delta\overset{\circ}{\varphi}_\Sigma.$$

В аэродинамическом расчете удобно пользоваться формулой

$$C_Т = 0{,}313\,(1+1{,}2\mu^2)\,k_Т\sigma c_{y0}, \qquad (3.13)$$

где $k_Т$ — коэффициент, учитывающий влияние формы лопасти в плане, находится по формуле

$$k_Т = 2{,}5\,\frac{(1+1{,}8\mu^2)\,\eta_* + 3\,(1+\mu^2)}{(7+3\eta_*)\,(1+1{,}2\mu^2)}.$$

При $C_Т = C_{Т\,кр}$ наступает частичный срыв обтекания на азимутальных углах, близких к $\psi = 3\pi/2$. Превышение $C_{Т\,кр}$ приводит к изменению многих характеристик. В частности, увеличиваются мощность, потребная для полета, и шарнирные моменты, появляются вибрации лопастей, ухудшается управляемость. При этом с увеличением $\alpha_э$ коэффициент $C_Т$ продолжает увеличиваться, но производная $dC_Т/d\alpha_э$ постепенно уменьшается. Картина работы лопастей несущего винта на этом режиме очень сложна. Однако основное в явлении срыва обусловлено маховым движением лопастей. Более полные сведения по этому вопросу можно найти в работе [34]. На рис. 3.20 помещены графики $\tilde{C}_{Т\,кр}$ (кривая *1*) и $\tilde{c}_{y\,окр}$ (кривая *2*) [2]. Эти графики хорошо согласуются с данными испытаний в аэродинамических трубах и в полете. Указанные величины определяются по формулам

$$\tilde{C}_{Т\,кр} = \frac{C_{Т\,кр}}{\sigma c_{y\,max} k_Т} = 0{,}313\,(1+1{,}2\mu^2)\,\tilde{c}_{y\,окр};\quad \tilde{c}_{y\,окр} = \frac{c_{y\,окр}}{c_{y\,max}}.$$

Коэффициент $c_{y\,max}$ определяется в сечении на относительном радиусе $\bar{r} = 0{,}7$ при $\psi = 3\pi/2$ и

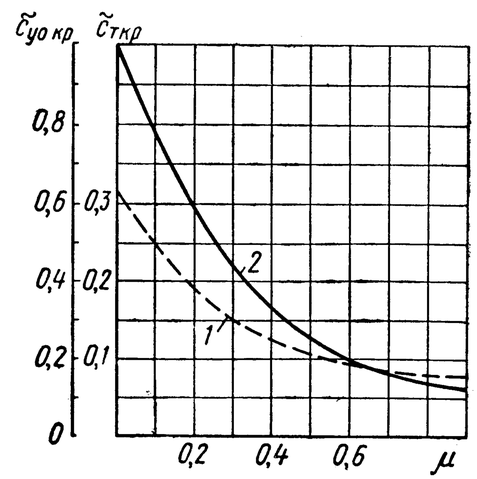


Рис. 3.20

скорости $W = \omega R\,(0{,}7 - \mu)$ с учетом его увеличения из-за нестационарности обтекания. Для ориентировочных оценок можно принять $c_{y\,\max} \approx 1{,}25$.

Аэродинамические характеристики несущего винта с шарнирно подвешенными лопастями зависят от махового движения лопастей. Расчетные изыскания и экспериментальные исследования показали, что маховое движение достаточно точно описывается первой гармоникой до $\mu = 0{,}45$. В работе [2] получены формулы для коэффициентов первой гармоники махового движения с учетом неравномерного распределения индуктивной скорости. Угол средней конусности вычисляется по формуле

$$a_0 = \frac{\gamma}{a_\infty}\,\bar{r}_*\,\frac{C_\text{Т}}{\sigma} - \Delta a_0, \tag{3.14}$$

где

$$\bar{r}_* = 2\int\limits_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}^2\tilde{\Gamma}\,d\bar{r}, \tag{3.15}$$

$\Delta a_0^\circ = 0{,}01D$. Расчеты показывают, что приближенно средняя циркуляция прямоугольной лопасти, закрученной по линейному закону на $\Delta\varphi_\Sigma = 7^\circ$, может быть представлена в виде

$$\tilde{\Gamma} = \frac{t+2}{2}\,\bar{r}^t. \tag{3.16}$$

Значения t в зависимости от угла атаки $\alpha_\text{э}$ и режима работы винта μ приведены в табл. 3.1.

Таблица 3.1

μ	$\alpha_\text{э}^\circ$					
	—5	—10	—15	—20	—25	—30
0,15	0,50	0,75	1,00	1,10	1,30	1,50
0,25	0,50	0,75	1,00	1,30	1,50	2,00
0,35	0,25	0,50	1,00	1,50	1,75	2,00
0,45	0	0,25	0,50	1,00	1,50	2,00
0,55	—	0	0,50	0,75	1,00	2,00

Формулу (3.16) можно использовать и для расчета циркуляции винтов другой формы. В частности, для $\eta_* = 1$; $\mu = 0{,}25$; $\Delta\varphi_\Sigma = 3^\circ$; $\alpha_\text{э} = -10^\circ$ величина $t = 1$. Значение $t = 0$ приблизительно соответствует $\eta_* = 1$; $\Delta\varphi_\Sigma = 10^\circ$; $\alpha_\text{э} = 0$) $\mu = 0{,}25$ или $\eta_* = 3$; $\Delta\varphi_\Sigma = 5^\circ$; $\alpha_\text{э} = 0$; $\mu = 0{,}25$. Подставив соотношение (3.16; в формулу (3.15), получим при $\bar{r}_0 = 0$, что $\bar{r}_* = (t+2)/(t+3)$. При $t = 2$ относительное плечо силы тяги $\bar{r}_* = 0{,}8$, а при $t = 0$ это плечо $\bar{r}_* \approx 0{,}67$, т. е. увеличение угла $\alpha_\text{э}$ наклона эффективной оси винта от —5° до —30° при $\mu = 0{,}45$

и постоянном $C_\text{Т}$ увеличивает a_0 приблизительно на 20%. В среднем можно принять $\bar{r}_*/a_\infty = 0{,}125$. Тогда, пренебрегая Δa_0, будем иметь $a_0 = 0{,}125\gamma C_\text{Т}/\sigma$.

При нейтральном положении автомата перекоса ($\theta_1 = \theta_2 = 0$) и отсутствии регулятора взмаха ($\bar{k} = 0$)

$$\beta \approx a_0 - a_{10}\cos\psi - b_{10}\sin\psi,$$

где

$$a_{10} = (1{,}5\mu - 0{,}6\sigma)\,\frac{C_\text{Т}}{\sigma} - 1{,}64\mu^2\alpha_\text{э}, \tag{3.17}$$

$$b_{10} = \frac{4}{3}\,\mu a_0\left(1 + \tilde{G}\,\frac{\sigma}{\gamma\mu^2}\right).$$

Величина коэффициента $\tilde{G}$ зависит от формы эпюры циркуляции. При $\tilde{\Gamma} = 1{,}5\bar{r}$; $10\bar{r}^2\,(1 - \bar{r})$ и 1 коэффициент $\tilde{G}$ принимает значения 1,4; 3 и 2,5 соответственно. При равномерном распределении индуктивной скорости $\tilde{G} = 0$. Следовательно, учет неравномерности распределения скорости в 1,25—1,50 раза меняет величину b_{10}.

При наличии регулятора взмаха и отклонении кольца автомата перекоса коэффициенты махового движения относительно конструктивных осей винта определяются по известным формулам А. Н. Михайлова [35], которые запишем в следующем виде:

$$a_1 = a_{10} + \theta_{2\text{э}};\ \theta_{2\text{э}} = \theta_2 + \bar{k}b_1; \tag{3.18}$$

$$b_1 = b_{10} - \theta_{1\text{э}};\ \theta_{1\text{э}} = \theta_1 + \bar{k}a_1. \tag{3.19}$$

Влияние криволинейного движения вертолета на маховое движение лопастей несущего винта подробно исследовано в работах [34 и 32].

Отметим особенности махового движения лопастей несущего винта при частичном переходе в закритическую зону. Вертолеты близко подходят к критическим режимам при полете на $V_\max$ и на высоте динамического потолка. Первое объясняется тем, что с ростом μ уменьшается $c_{y\,\text{окр}}$ (см. рис. 3.20), а второе — увеличением угла общего шага (а следовательно, c_{y0}) с увеличением высоты полета из-за уменьшения плотности воздуха и постоянства частоты вращения несущего винта. Кроме того, переход в закритическую зону возможен при неустановившемся движении вертолета, например при переходе на режим самовращения на большой скорости полета или при выполнении того или иного маневра.

Маневр вертолета обусловлен поведением вектора равнодействующей аэродинамических сил несущего винта, положение которой во многом определяется маховым движением лопастей. При частичном срыве потока на азимуте $\psi = 3\pi/2$ ось конуса, описываемого лопастями, дополнительно отклоняется назад и вбок — в сторону отстающей лопасти, на которой происходит

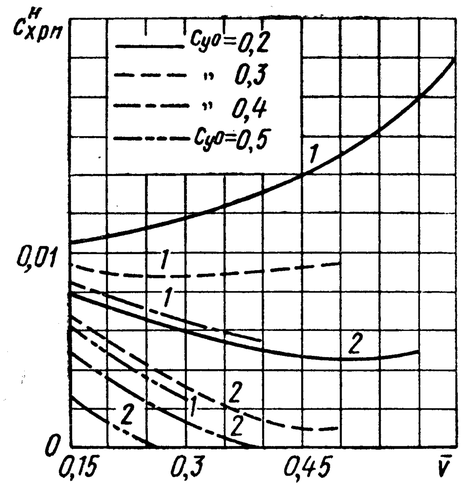


Рис. 3.21

срыв. Вследствие этого в ту же сторону отклоняется равнодействующая аэродинамических сил и на втулке винта появляются моменты, вызывающие крен и кабрирование. Дополнительный момент на кабрирование, увеличивающий угол атаки вертолета, пропорционален массовой характеристике γ лопастей. При более легких лопастях, у которых γ велико (порядка 6—7), начало срыва потока проявляется более резко. В работе [2] приведена формула (3.119) для C_H/C_T. Эту формулу можно упростить, подставив в нее a_{10} по соотношению (3.17). Выполнив это, получим

$$\frac{C_H}{C_T} = \frac{1}{2}\varkappa_H\mu\frac{\sigma}{C_T}c_{xpH} - K_\alpha\alpha_э + K_c\frac{C_T}{\sigma}, \qquad (3.20)$$

где

$$K_\alpha = \mu^2[1{,}74c_0 - \tilde{H}_1(1+1{,}7\mu^2)];\ c_0 = 1 + 1{,}12\mu^2(1+1{,}7\mu^2);$$

$$K_c = c_{11} - c_{21}\sigma;\ c_{11} = 1{,}59\mu c_0;\ \varkappa_H = 1 - a_{10}(\alpha_э + 0{,}25a_{10});$$

$$c_{21} = 0{,}636c_0 - \tilde{H}_2[1 + \tilde{H}_3\mu^2(1+\tilde{H}_4\mu^2)];\ c_{xpH} = c^H_{xpn} + 0{,}01.$$

Величина $c_{21}\sigma$ составляет 0,3—4% от c_{11}. Поэтому коэффициент c_{21} может быть определен приближенно. Величины $\tilde{H}_2$, $\tilde{H}_3$ и $\tilde{H}_4$ были взяты для $\tilde{\Gamma} = 3\bar{r}/2$. Тогда $K_c = c_{11} - 0{,}5\sigma$. Коэффициент $\tilde{H}_1 = 1{,}5\int\limits_{\bar{r}_0}^{1}\tilde{\Gamma}d\bar{r}$ вычислен по $\tilde{\Gamma}$ для прямоугольных лопастей, закрученных на 7°. Часть эпюр $\tilde{\Gamma}$ представлена на рис. 3.19 и 3.31. Коэффициент $\tilde{H}_1$ приведен в табл. 3.2. Величина c^H_{xpn} для компоновки, показанной на рис. 3.22, приведена на рис. 3.21 (*1* — $\alpha_э = 0°$; *2* — $\alpha_э = -20°$).

Таблица 3.2

$\alpha_э^\circ$	μ		
	0,15	0,35	0,55
0	1,24	1,285	1,33
—10	1,15	1,175	1,20
—20	1,06	1,075	1,09

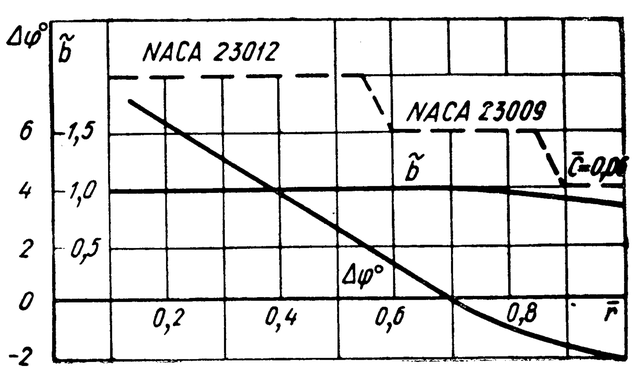


Рис. 3.22

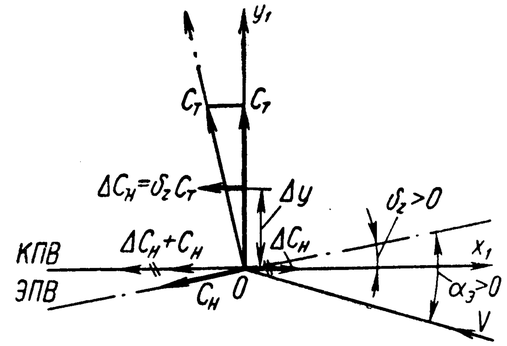


Рис. 3.23

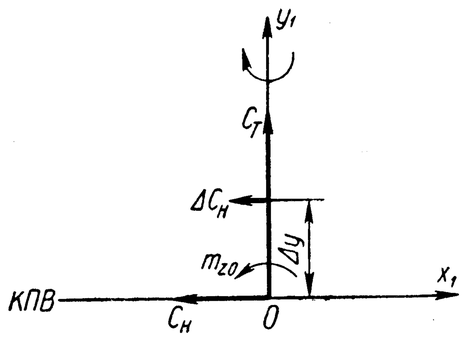


Рис. 3.24

Приняв $\varkappa_H = 1{,}0$, $c_{xpH} = 0{,}015$ и $\tilde{H}_1 = 1{,}175$, получим приближенную формулу

$$\frac{C_H}{C_T} \approx 0{,}008\mu\frac{\sigma}{C_T} + [1{,}6\mu(1+1{,}25\mu^2) - 0{,}5\sigma]\frac{C_T}{\sigma} - 0{,}6\mu^2\alpha_э.$$

В работе [2] получена формула для коэффициента боковой силы C_S.

Ось горизонтального шарнира находится на расстоянии $l_г$ от оси несущего винта. Вследствие этого на втулке несущего винта появятся продольный момент и момент крена, обусловленные аэродинамическими и массовыми силами [4]. Коэффициент продольного момента $m_z = m_{za} + m_{zm}$, причем $m_{za} \approx 0$, если маховое движение лопастей описывается первой гармоникой [2]. Таким образом, продольный момент на втулке несущего винта зависит только от массовых сил: $m_z/C_T \approx m_{zm}/C_T \approx \bar{l}_г a_1/2a_0$, где a_1 определяется по формуле (3.18). Отношение m_z/C_T можно интерпретировать как относительное плечо, на котором сила тяги создает продольный момент.

Коэффициент момента крена найдем из отношения m_x/C_T, которое представим относительным плечом силы тяги, создающей момент крена: $m_x/C_T = m_{xa}/C_T + m_{xm}/C_T$. Коэффициент момента крена от аэродинамических сил также мал и им можно пренебречь. Коэффициент кренящего момента от массовых сил равен $m_{xm}/C_T = \bar{l}_г b_1/2a_0$, где b_1 находится по формуле (3.19).

Компоненты аэродинамической силы, рассмотренные в этом разделе, определены как проекции на эффективные оси. Коэффициент силы тяги C_T направлен по эффективной оси несущего винта, а коэффициент продольной силы C_H направлен по оси, лежащей в эффективной плоскости вращения и перпендикулярной эффективной оси винта. В задачах динамики вертолета удобно проектировать силы на связанные с вертолетом конструктивные оси. Тогда (рис. 3.23) $C_{T1} = C_T\cos\delta_z - C_H\sin\delta_z$, $C_{H1} = C_H\cos\delta_z + C_T\sin\delta_z$. Угол $\delta_z = \theta_{2э}$, обусловленный действием управления и регулятора взмаха, мал. Следовательно, $C_{T1} \approx C_T$, $C_{H1} \approx C_H + C_T\delta_z$. Коэффициент продольного момента

представим в виде суммы $m_z = m_{z0} + \Delta m_z$, где $m_{z0} = \frac{\bar{l}_г}{2a_0} C_Т a_{10}$, $\Delta m_z = \frac{\bar{l}_г}{2a_0} C_Т \delta_z$.

Введем обозначения: $\Delta\bar{y} = \bar{l}_г/2a_0$, $\Delta C_H = C_Т\delta_z$. Тогда, представив Δm_z в виде пары сил ΔC_H на плече $\Delta\bar{y}$, отложенном по конструктивной оси винта $0y_1$, получим коэффициенты $C_Т$ и C_H сил, направленных по конструктивным осям, и коэффициент продольного момента Δm_{z0}. Кроме того, на относительном расстоянии $\Delta\bar{y}$ от центра втулки на конструктивной оси винта приложена управляющая сила, коэффициент которой равен ΔC_H (рис. 3.24). Аналогично по оси $0z_1$ действует боковая сила с коэффициентом C_S и в точке приложения продольной управляющей силы приложена и боковая управляющая сила с коэффициентом $\Delta C_S = -C_Т\delta_x$, $\delta_x = \theta_{1э}$. При этом имеется момент крена, коэффициент которого $m_{x0} = \bar{l}_г C_Т b_{10}/2a_0$.

3.4. КОЭФФИЦИЕНТ МОЩНОСТИ, ЗАТРАЧИВАЕМОЙ НА ПРОФИЛЬНОЕ И ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛОПАСТЕЙ

Коэффициент мощности, затрачиваемой на преодоление профильного сопротивления, равен ([2], с. 84—87)

$$m_p = m_{pn} + \Delta m_p, \tag{3.21}$$

где

$$m_{pn} = \frac{1}{4}(1 + \Delta_\delta + 3\bar{V}^2)\,\sigma k_p c_{xp0}, \quad \Delta_\delta = 0{,}75\,(1 + 0{,}5\mu^2)\,a_{10}^2,$$

а коэффициент Δm_p учитывает влияние радиальной составляющей скорости потока. Приближенно это увеличение коэффициента аэродинамического сопротивления может быть определено по формуле

$$\Delta m_p = 5\cdot 10^{-3}\bar{V}^2\sigma. \tag{3.22}$$

Коэффициент k_p, частично учитывающий влияние формы лопасти в плане * на величину m_p, вычисляют по формуле

$$k_p = \frac{4}{1 + 3\bar{V}^2}\int_0^1 \bar{r}\tilde{b}\left(\bar{r}^2 + \frac{3}{2}\bar{V}^2\right) d\bar{r}.$$

Для трапециевидных лопастей

$$k_p = 2\,\frac{4 + \eta_* + 5\,(2 + \eta_*)\,\bar{V}^2}{(1 + 3\bar{V}^2)\,(7 + 3\eta_*)}.$$

* Коэффициент k_p полностью характеризует влияние формы лопасти в плане на профильное сопротивление только при неизменности по длине лопасти c_{xpr} — средней величины коэффициента c_{xp} по окружности сечения лопасти.

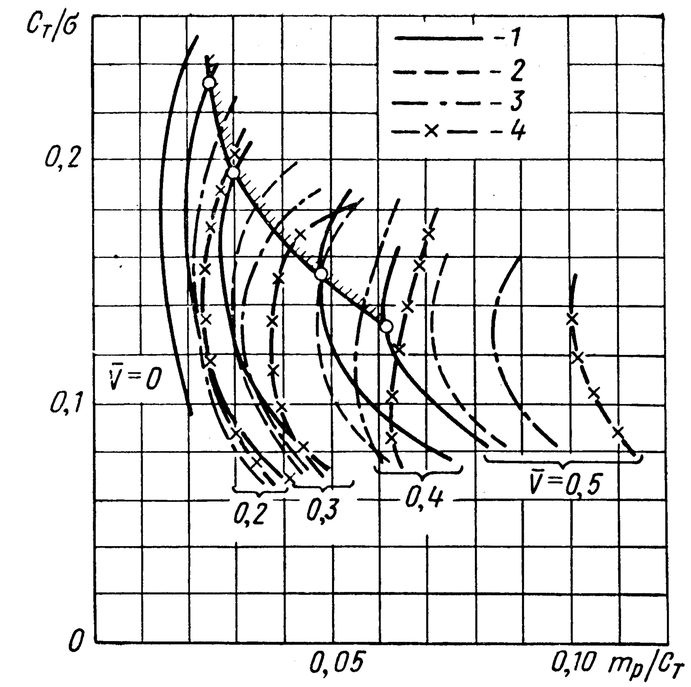


Рис. 3.25

В работе [2] приведены графики $c_{y0} = f(k_p c_{xp0})$ по параметрам $\bar{V}$ и $\alpha_э$, полученные В. Н. Квоковым расчетом при $\omega R = 220$ м/с для лопастей, компоновка которых представлена на рис. 3.22. При $\omega R \neq 220$ м/с поправки к величине c_{xp0} определяются по графикам, приведенным там же.

Для целей аэродинамического расчета целесообразно, подставив величины c_{y0} и c_{xp0} в формулы (3.13), (3.21), определить $m_p/C_Т$. Это отношение весьма мало зависит от σ и в предварительных расчетах его можно считать справедливым для $0{,}05 \leqslant \sigma \leqslant 0{,}11$.

На рис. 3.25 приведены кривые $m_p/C_Т$ (*1* — $\alpha_э = 0°$; *2* — $\alpha_э = -10°$; *3* — $\alpha_э = -20°$; *4* — $\alpha_э = -30°$) при $\omega R = 220$ м/с для лопастей, компоновка которых показана на рис. 3.22. Эффективная закрутка $\Delta\varphi_\Sigma$ этой лопасти, определяемая в основном ее концевой частью на участке $0{,}7 \leqslant \bar{r} \leqslant 1{,}0$, составляет 7°. На рис. 3.25 для $\alpha_э = 0$ приведена и безопасная граница срыва.

Коэффициент мощности, идущей на преодоление индуктивного сопротивления лопастей [2],

$$m_i = \frac{C_Т^2}{4\varkappa^2\bar{V}}\,I. \tag{3.23}$$

Здесь I — коэффициент индукции несущего винта, учитывающий влияние формы эпюры средней циркуляции, которая определяется конфигурацией лопастей и режимом работы винта.

$$I = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^{1} [-\hat{v}_y(\bar{r}, \psi, \tilde{\Gamma})]\,\bar{W}\tilde{\Gamma}(\bar{r}, \psi)\,d\bar{r}. \tag{3.24}$$

В случае Глауэрта, когда $v_y = \text{const}$ и $\hat{v}_y = -1$, коэффициент индукции $I = 1$. При

$$\tilde{\Gamma}(\bar{r}, \psi) \approx \tilde{\Gamma}(c_0 + c_1 \sin\psi + c_2 \cos 2\psi) \tag{3.25}$$

получим

$$I = 2\int_{\bar{r}_0}^{1} \bar{r}\tilde{\Gamma}^2 F_4\, d\bar{r}, \tag{3.26}$$

где

$$F_4 = g_2 + \frac{g_1}{\bar{r}} + \frac{g_0}{\bar{r}^2}, \quad g_2 \approx c_0 - \frac{1}{3}c_2,$$

$$g_1 \approx \frac{5}{3}c_1\mu, \quad g_0 = \mu^2 g_2. \tag{3.27}$$

Если лопасти совершают маховое движение, близкое к первой гармонике, то

$$c_0 = 1 + 1{,}12\mu^2(1 + 1{,}7\mu^2); \quad c_1 = -1{,}5\mu(1 + 1{,}7\mu^2);$$
$$c_2 = -1{,}12\mu^2(1 + 2{,}25\mu^2). \tag{3.28}$$

Приближенно можно положить $F_4 = 1 + g_0 f_6$, $f_6 = 1{,}5 - 2{,}5\bar{r} + 1/\bar{r}^2$, $g_0 = \mu^2(1 + 1{,}6\mu^2)$. При вычислениях по формуле (3.26) целесообразно, пользуясь зависимостью (3.11) для лопасти произвольной формы, представить $\tilde{\Gamma}$ в виде

$$\tilde{\Gamma} = \varphi_{0э}\tilde{\Gamma}_\varphi + \tilde{\Gamma}_\Delta + \alpha_э\tilde{\Gamma}_\alpha, \tag{3.29}$$

где

$$\tilde{\Gamma}_\varphi = 4\mu\frac{\varkappa}{C_T}\tilde{c}\bar{r}\frac{\bar{r}^2 + 0{,}5\mu^2}{\bar{r}^2 + \tilde{c}\mu^2}; \tag{3.30}$$

$$\tilde{\Gamma}_\Delta = \Delta\varphi\tilde{\Gamma}_\varphi; \tag{3.31}$$

$$\tilde{\Gamma}_\alpha = 4\mu^2\frac{\varkappa}{C_T}\frac{\tilde{c}\bar{r}^2}{\bar{r}^2 + \tilde{c}\mu^2}. \tag{3.32}$$

Угол общего шага $\varphi_{0э}$ следует находить из соотношения

$$\varphi_{0э} = \frac{0{,}5 - \int_{\bar{r}_0}^{1}\bar{r}\tilde{\Gamma}_\Delta\, d\bar{r} - \alpha_э\int_{\bar{r}_0}^{1}\bar{r}\tilde{\Gamma}_\alpha d\bar{r}}{\int_{\bar{r}_0}^{1}\bar{r}\tilde{\Gamma}_\varphi\, d\bar{r}}.$$

На рис. 3.26 даны кривые I (*1* — $\alpha_э = 5°$; *2* — $\alpha_э = 0°$; *3* — $\alpha_э = -30°$; *4* — $\alpha_э = -5°$; *5* — $\alpha_э = -25°$; *6* — $\alpha_э = -10°$; *7* — $\alpha_э = -20°$; *8* — $\alpha_э = -15°$; *9* — $I_{\min}$) для прямоугольных ло-

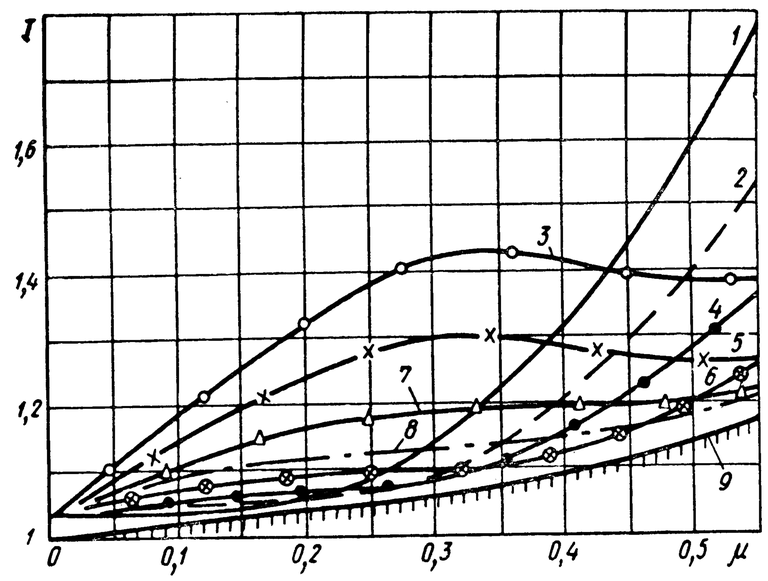


Рис. 3.26

пастей с небольшим сужением на конце (см. рис. 3.22) и $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$. Отметим, что коэффициент индукции I остается практически неизменным при $0{,}07 \leqslant \sigma \leqslant 0{,}13$ и $0{,}10 \leqslant C_T/\sigma \leqslant 0{,}22$.

Из соотношений (3.24) и (3.25) следует, что коэффициент индукции несущего винта зависит от коэффициентов разложения индуктивной скорости в ряд Фурье по синусам нечетных дуг и косинусам четных. В работе [22] приведены аналитические выражения коэффициентов этого разложения для пространственной вихревой системы. Воспользовавшись этими выражениями, можно вычислить коэффициент I и сопоставить его величину при плоской и пространственной вихревых системах. Такой расчет был выполнен для $\bar{V} = 0{,}45$, $\alpha_э = -20°$ и $\tilde{\Gamma} = 1{,}5\bar{r}$. Оказалось, что учет пространственности вихревой системы уменьшил величину I на 3%. Так как мощность, затрачиваемая на индуктивное сопротивление винта на рассмотренном режиме, не превышает 10% всей затраченной мощности, то, несколько завышая коэффициент индукции, можно не усложнять его формулу учетом пространственности вихревой системы при больших наклонах винта.

3.5. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ ДВУХВИНТОВЫХ НЕСУЩИХ СИСТЕМ

Индуктивное взаимодействие несущих винтов заключается в том, что они индуцируют один у другого дополнительные скорости и тем самым увеличивают или уменьшают общее индуктивное сопротивление в двухвинтовой несущей системе.

Когда соосные несущие винты образуют в полете плоские вихревые системы, равенство их крутящих моментов практически обеспечивается при равенстве сил тяги верхнего и нижнего винтов,

так как влияние верхнего винта на нижний такое же, как нижнего на верхний.

Эксперименты А. Д. Левина с моделью соосных винтов ($D = 2{,}034$ м, $\sigma = 0{,}0445$, $\eta_* = 3$, $\Delta\varphi_\Sigma = 12°$, $\bar{y}_1 = 0{,}197$) показали, что при $\mu \geqslant 0{,}15$ равенство крутящих моментов имеет место, когда сила тяги верхнего винта только на 5% превосходит силу тяги нижнего.

Обозначим индексом «2» верхний винт, а индексом «1» нижний в соосной системе. Согласно формулам (3.23) и (3.24) коэффициент мощности, потребной на преодоление индуктивного сопротивления верхнего винта, будет

$$m_{i2} = \frac{k}{\pi^2} \int\limits_0^{2\pi} d\psi \int\limits_{\bar{r}_0}^{1} (-\bar{v}_\Sigma^{(2)})\, \bar{\Gamma}_2(\bar{r}, \psi_2)\, \overline{W}\, d\bar{r}. \qquad (3.33)$$

Здесь

$$\bar{v}_\Sigma^{(2)}(\bar{r}, \psi_2) = \bar{v}_y^{(2)}(\bar{r}, \psi_2) + \bar{v}_д^{(1)}(\bar{r}, \psi_1) \qquad (3.34)$$

— суммарная индуктивная скорость в некоторой точке диска верхнего винта, состоящая из собственной индуктивной скорости $\bar{v}_y^{(2)}$ этого винта и добавочной скорости $\bar{v}_д^{(1)}$, вызванной нижним винтом в данной точке плоскости вращения верхнего винта.

Нижний и верхний винты вращаются в противоположные стороны, поэтому оси oz также направлены противоположно. Вследствие этого $\psi_1 = 2\pi - \psi_2$. Величина $\bar{v}_д^{(1)}$ зависит от расстояния y_1 между несущими винтами (рис. 3.27). Опыт показал, что для соосных винтов с шарнирной подвеской лопастей $\bar{y}_1 \approx 0{,}2$. По аналогии с зависимостью (3.24) дополнительный коэффициент индукции, зависящий от взаимного индуктивного воздействия, будет равен

$$\Delta I_{co} = \frac{1}{\pi} \int\limits_0^{2\pi} d\psi \int\limits_{\bar{r}_0}^{1} [-\hat{v}_д(\bar{r}, \psi, \bar{y}_1 \tilde{\Gamma})]\, \overline{W}\tilde{\Gamma}(\bar{r}, \psi)\, d\bar{r} =$$

$$= \frac{1}{\pi} \int\limits_0^{2\pi} d\psi \int\limits_{\bar{r}_0}^{1} \frac{\hat{v}_д}{\hat{v}_y} [-\hat{v}_y(\bar{r}, \psi, \tilde{\Gamma})]\, \overline{W}\tilde{\Gamma}\, d\bar{r} \approx \frac{\hat{v}_{дc}}{\hat{v}_c} I.$$

Таким образом, приближенно коэффициент индукции соосных винтов с горизонтальными шарнирами можно найти по формуле

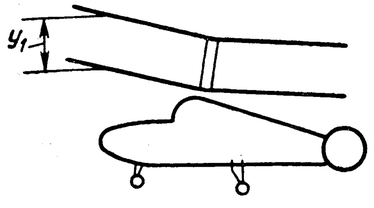


Рис. 3.27

$$I_{co} = I(1 + \varkappa_{co}), \qquad (3.35)$$

где

$$\varkappa_{co} = \frac{\bar{v}_{co}(\bar{y}_1)}{\bar{v}_c(0)} \qquad (3.36)$$

— отношение средней по диску верхнего винта индуктивной скорости, вызванной нижним винтом, к собственной средней индуктивной скорости нижнего винта в его плоскости вращения. На рис. 3.28 приведен график осредненных значений $\varkappa_{co}$ при $1{,}15\sqrt{C_T} < \bar{V} \leqslant 0{,}25$. Превышение одного винта над другим в соосной схеме существенно влияет на величину дополнительной индуктивной скорости. При $\bar{y}_1 = 0{,}2$ эта скорость составляет только 65% своей величины при $\bar{y}_1 = 0$. Следовательно, при $\bar{y}_1 = 0{,}2$ индуктивное сопротивление соосной несущей системы будет на 21% меньше, чем у одиночного винта такого же диаметра и двойного заполнения.

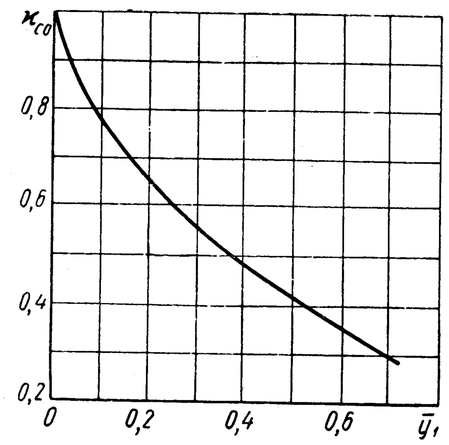


Рис. 3.28

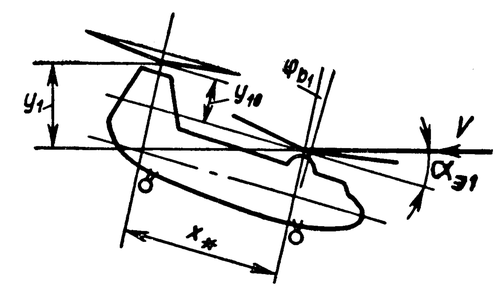


Рис. 3.29

В продольной схеме средний для двух винтов коэффициент индукции равен среднему коэффициенту индукции в соосной при одинаковом эффективном расстоянии между винтами [2]. Превышение заднего винта над передним определяется по расстоянию между вихревой пеленой переднего и заднего винтов. Приближенно это превышение может быть найдено по формуле (рис. 3.29)

$$\bar{y}_1 = \bar{y}_{10} - \bar{x}_* \alpha_ф, \qquad (3.37)$$

где $\bar{y}_{10}$ — относительное конструктивное превышение заднего винта при нулевом угле атаки фюзеляжа; $\bar{x}_*$ — относительное расстояние между осями несущих винтов; $\alpha_ф$ — угол атаки фюзеляжа, причем $\alpha_ф \approx \alpha_{э1} - \delta_{z1} - \varphi_{b1}$. Здесь $\alpha_{э1}$ — эффективный угол атаки переднего винта; δ_{z1} — угол * наклона вектора силы тяги к оси переднего несущего винта, обусловленный балансировкой вертолета; φ_{b1} — угол между конструктивной осью переднего винта и нормалью к оси фюзеляжа.

При одинаковых формах лопастей и углах атаки переднего и заднего винтов эпюры $\tilde{\Gamma}_2$ и $\tilde{\Gamma}_1$ будут несколько отличаться вследствие индуктивного влияния переднего винта на задний. Этим различием можно пренебречь.

Величины коэффициентов индукции в продольной и соосной схемах могут быть уточнены [20]. Коэффициент индукции заднего

* Напомним, что $\delta_{z1} > 0$ и $\varphi_{b1} > 0$, если отложены назад от конструктивной оси винта.

винта в продольной схеме согласно соотношениям (3.33), (3.34) и (3.24) можно представить в виде $I_{\text{пр}\,2} = I_2 + (C_{\text{Т}1}/C_{\text{Т}2})\,\Delta I_{\text{пр}\,2}$, где

$$\Delta I_{\text{пр}\,2} = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} d\psi_2 \int_{\bar r_0}^{1} [-\hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar r, \psi_1)]\,\tilde\Gamma_2(\bar r, \psi_2)\,\overline{W}\,d\bar r. \qquad (3.38)$$

Обычно при предварительных аэродинамических расчетах рассматривают средний коэффициент силы тяги для переднего и заднего винтов. Тогда $C_{\text{Т}1} = C_{\text{Т}2} = C_{\text{Т}}$. Подставив в (3.38) выражение (3.97) $\tilde\Gamma_2(\bar r, \psi_2) = \tilde\Gamma_2/(1 + 1{,}5\mu \sin\psi_2)$, из работы [2] получим

$$\Delta I_{\text{пр}\,2} = 2\int_{\bar r_0}^{1} \bar r\tilde\Gamma_2\,(-\hat v_{rF}^{(1)})\,d\bar r, \qquad (3.39)$$

где

$$-\hat v_{rF}^{(1)} = \frac{1}{2\pi}\int_0^{2\pi} [-\hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar r, \psi_1)]\,F(\bar r, \mu, \psi_2)\,d\psi_2, \qquad (3.40)$$

$$F(\bar r, \mu, \psi_2) = \frac{1 + (\mu/\bar r)\sin\psi_2}{1 + 1{,}5\mu\sin\psi_2}. \qquad (3.41)$$

Функция F симметрична относительно оси Oz, поэтому зависимость (3.40) можно представить в виде

$$-\hat v_{rF}^{(1)} = \frac{1}{2\pi}\int_{\frac{\pi}{2}}^{\frac{3}{2}\pi} [-\hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar r, \psi_1) - \hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar r, \pi - \psi_1)]\,F(\bar r, \mu, \psi_2)\,d\psi_2.$$

При $\bar x_* \geqslant 1{,}5$, когда $v_{y2} \to 2v_{y01}$,

$$\hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar r, \psi_1) = \hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar r, \pi - \psi_1) = \hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar z_1), \qquad (3.42)$$

где $\bar z_1 = \bar r\sin\psi_1 = -\bar r\sin\psi_2$. Тогда

$$-\hat v_{rF}^{(1)} = \frac{1}{\pi}\int_{\frac{\pi}{2}}^{\frac{3}{2}\pi} [-\hat v_{\text{д}}^{(1)}(\bar z_1)]\,F(\bar r, \mu, \psi_2)\,d\psi_2. \qquad (3.43)$$

При $\bar x_* < 1{,}5$, например $\bar x_* = 1{,}34$ (допустимое при $k = 3$), соотношение (3.42) не выполняется и вычисления нужно вести непосредственно по формуле (3.40). При этом уже нельзя предполагать, что передний винт работает как изолированный, так как задний винт индуцирует в его плоскости вращения дополнительную скорость $\bar v_{\text{д}}^{(2)}(\bar r, \psi_2)$, которая в среднем направлена вверх и

уменьшает его индуктивное сопротивление. Выполнив аналогичные расчеты, получим

$$\Delta I_{\text{пр}\,1} = 2\int_{\bar r_0}^{1} \bar r\tilde\Gamma_1\,(-\hat v_{rF}^{(2)})\,d\bar r$$

и

$$I_{\text{пр}\,1} = I_1 + (C_{\text{Т}2}/C_{\text{Т}1})\,\Delta I_{\text{пр}\,1}.$$

Дополнительный коэффициент индукции, обусловленный взаимным индуктивным воздействием несущих винтов в продольной схеме, будет $\Delta I_{\text{пр}} = (\Delta I_{\text{пр}1} + \Delta I_{\text{пр}2})/2$.

Для примера на рис. 3.30 приведена эпюра $\hat v_{\text{д}}^{(1)}$, соответствующая винту с прямоугольными лопастями с небольшим сужением на конце, закрученными на 7° при $\bar y_1 = 0{,}2$; $\mu = 0{,}35$; $\bar x_* = 1{,}34$. (Кривая *1* соответствует $\alpha_{\text{э}} = 0$, кривая *2* — $\alpha_{\text{э}} = -10°$, кривая *3* — $\alpha_{\text{э}} = -20°$, кривая *4* — $\Gamma_{1\,\text{opt}\,1}$, кривая *5* — $\Gamma_{1\,\text{opt}\,2}$). Относительная циркуляция этого винта ($C_{\text{Т}} = 0{,}043$; $\sigma = 0{,}11$; $\eta_* = 1$; $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$) показана на рис. 3.31 (кривая *1* соответствует $\alpha_{\text{э}} = -20°$, кривая *2* — $\alpha_{\text{э}} = -10°$, кривая *3* — $\alpha_{\text{э}} = 0°$). На рис. 3.32 представлена эпюра $-\hat v_{rF}^{(1)} = f(\bar r)$ для $\mu = 0{,}35$; $\bar x_* = 1{,}34$, где кривая *1* соответствует $\alpha_{\text{э}} = 0°$; кривая *2* — $\alpha_{\text{э}} = -10°$; кривая *3* — $\alpha_{\text{э}} = -20°$; кривая *4* — $\tilde\Gamma_{1\,\text{opt}\,1}$; кривая *5* — $\tilde\Gamma_{1\,\text{opt}\,2}$. На рис. 3.33 даны графики $\Delta I_{\text{пр}}$ для $\mu = 0{,}35$ при $\bar x_* = 1{,}34$ и при $\bar x_* \geqslant 1{,}5$, когда $\Delta I_{\text{пр}} \approx \Delta I_{\text{со}}$. Кривая *1*—соответствует $\alpha_{\text{э}} = 0$; кривая *2* — $\alpha_{\text{э}} = -10°$; кривая *3* — $\alpha_{\text{э}} = -20°$ при $\bar x_* = 1{,}34$; кривая *4* — $\alpha_{\text{э}} = 0°$; кривая *5* — $\alpha_{\text{э}} = -10°$; кривая *6* — $\alpha_{\text{э}} = -20°$ при $\bar x_* \geqslant 1{,}5°$.

При $\mu > 0{,}25$ величина дополнительного коэффициента индукции убывает. Это объясняется увеличением неравномерности распределения индуктивных скоростей при противоположном

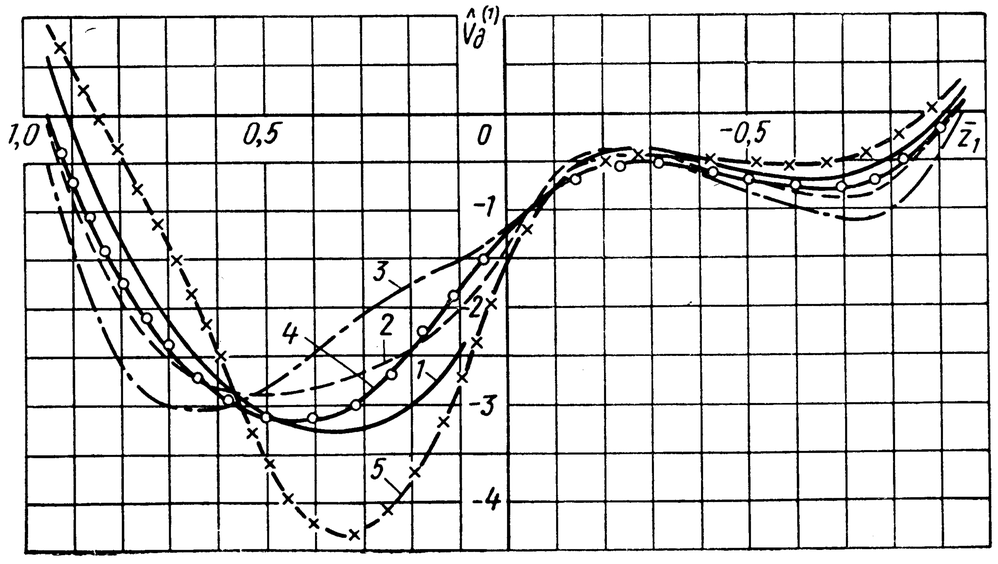


Рис. 3.30

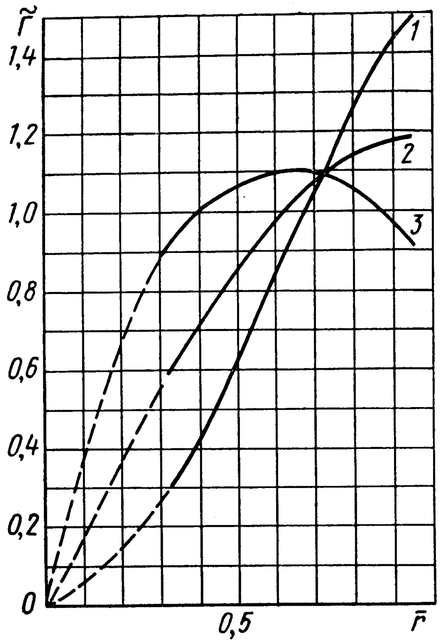


Рис. 3.31

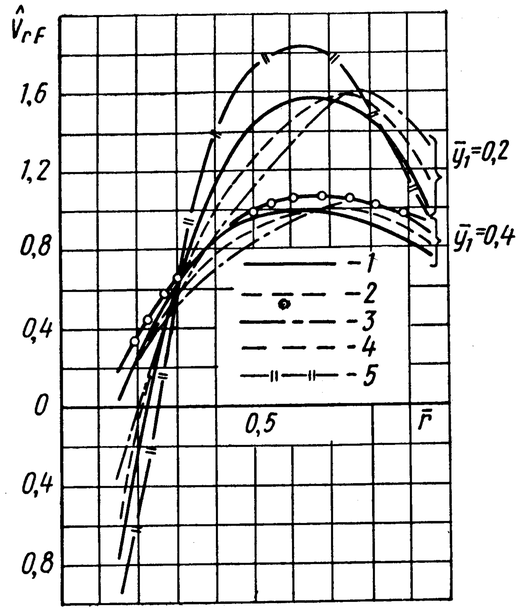


Рис. 3.32

направлении вращения несущих винтов. Графиками на рис. 3.33 для $\Delta I_{пр}$ можно пользоваться для $0,07 \leqslant \sigma \leqslant 0,13$ и $0,10 \leqslant C_T/\sigma \leqslant 0,22$.

Индуктивное воздействие переднего винта на задний в продольной схеме может быть значительно снижено, если вертолет будет лететь со скольжением ([2], гл. IV, разд. 3) или с большим эффективным превышением y_1, которое достигается уменьшением угла атаки фюзеляжа из-за изменения балансировки. При этом сила тяги переднего винта уменьшается, а заднего — увеличивается из-за дифференциального изменения углов общего шага

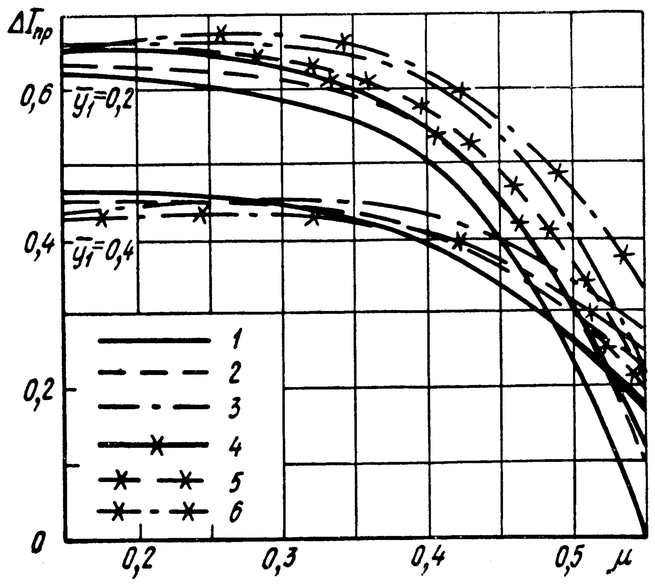


Рис. 3.33

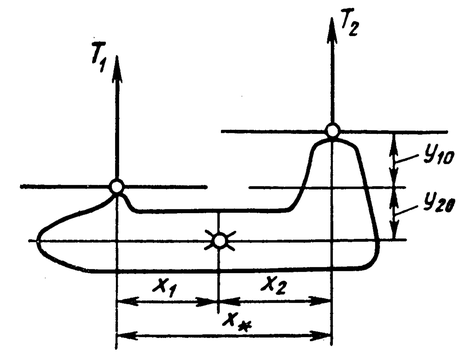


Рис. 3.34

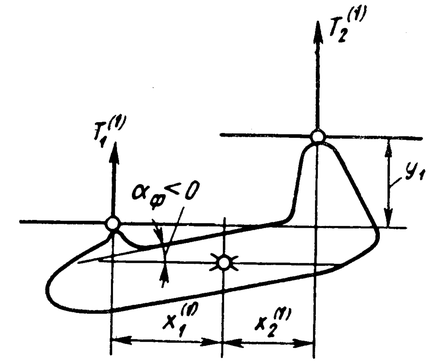


Рис. 3.35

при повороте назад циклического управления. Действительно, пусть вертолет находится на режиме висения и строительная горизонталь его фюзеляжа параллельна горизонту (рис. 3.34). Примем для простоты, что центр масс вертолета находится посредине между эффективными осями несущих винтов и, следовательно, силы тяги переднего и заднего винтов одинаковы ($T_1 = T_2$). Проделав указанные выше операции с управлением, летчик может осуществить режим висения с измененным положением фюзеляжа (рис. 3.35). Тогда $T_1^{(1)} < T_2^{(1)}$ и $x_1^{(1)} > x_2^{(1)}$. Относительное эффективное превышение заднего винта над передним определяется по соотношению (3.37). При этом

$$\frac{T_1^{(1)}}{T_2^{(1)}} = \frac{\bar{l}}{\bar{d}-\bar{l}}, \quad \text{где } \bar{l} \approx \bar{x}_2 + (\bar{y}_{10} + \bar{y}_{20})\,\alpha_ф,$$

$$\bar{d} \approx \bar{x}_* + \bar{y}_{10}\alpha_ф. \qquad (3.44)$$

Пример 3.1. Определить $\alpha_ф$, $T_1^{(1)}/T_2^{(1)}$, $\bar{T}_2^{(1)} = 1 - \bar{T}_1^{(2)}$ и $\bar{T}_1^{(1)} = T_1^{(1)}/(T_1^{(1)} + T_2^{(1)})$ для обеспечения $\bar{y}_1 = 0,35$ при $\bar{y}_{10} = \bar{y}_{20} = 0,2$ и $\bar{x}_* = 1,57$. По формулам (3.37) и (3.44) находим $\alpha_ф = -5,5°$; $T_1^{(1)}/T_2^{(1)} = 0,93$; $\bar{T}_2^{(1)} = 0,52$ и $\bar{T}_1^{(1)} = 0,48$. Таким образом, небольшим перераспределением силы тяги существенно увеличивается эффективное превышение и уменьшается величина $\Delta I_{пр}$. В самом деле, согласно рис. 3.33 при $\mu = 0,2$; $\alpha_э = -10°$, $\bar{x}_* \geqslant 1,5$ и $\alpha_ф = 0$ относительное эффективное превышение будет $\bar{y}_1 = \bar{y}_{10} = 0,2$ и $\Delta I_{пр} = 0,65$. При $\alpha_ф = -5,5°$ получим $\bar{y}_1 = 0,35$ и $\Delta I_{пр} = 0,5$. Следовательно, суммарный коэффициент индукции при $I = 1,06$ вместо $I_{пр} = I + \Delta I_{пр} = 1,71$ будет $I_{пр} = 1,56$. Отметим, что влияние увеличения аэродинамического сопротивления фюзеляжа из-за изменения его угла атаки на 5,5° практически будет мало заметным, так как мощность, потребная на преодоление вредного сопротивления вертолета, на рассматриваемом режиме меньше 10% всей потребной мощности.

В поперечной схеме каждый несущий винт находится в поле дополнительных индуктивных скоростей, направленных вверх.

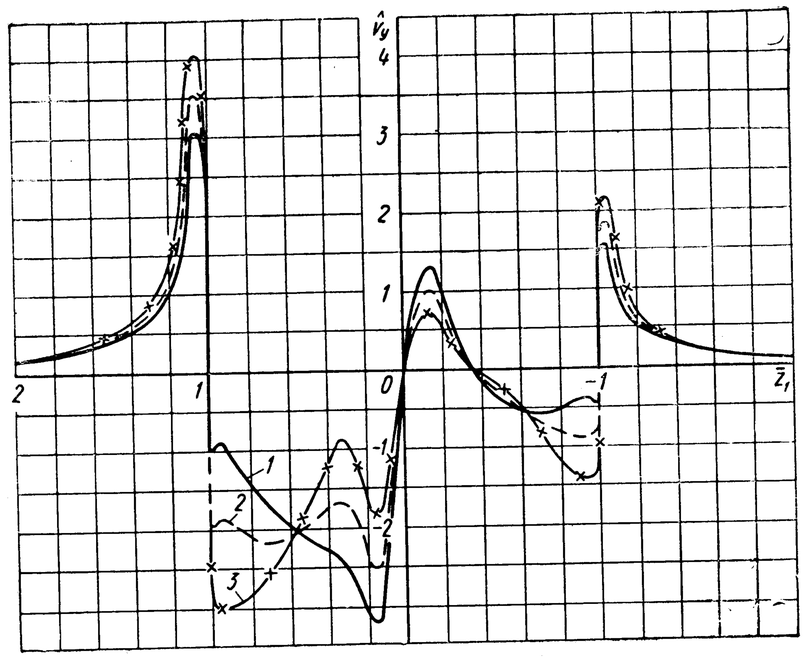


Рис. 3.36

На рис. 3.36 для примера показана эпюра коэффициентов индуктивных скоростей по поперечному сечению диска, вызванная вихревой системой винта с прямоугольными лопастями с небольшим сужением на конце, закрученными на 7° при $\mu = 0{,}35$. Кривая *1* соответствует $\alpha_э = 0°$; кривая *2* — $\alpha_э = -10°$; кривая *3* — $\alpha_э = -20°$. Распределение по диску винта результирующей вертикальных скоростей, индуцируемых соседним винтом, зависит от направления вращения винтов и величины их перекрытия $\bar{z}_*$. Коэффициент индукции несущего винта в поперечной схеме можно представить в виде $I_{пп} = I + \Delta I_{пп}$. Добавочный коэффициент $\Delta I_{пп}$, учитывающий взаимное индуктивное воздействие в двухвинтовой поперечной схеме, определяется интегралом, сходным с (3.38). Аналогично выражению (3.43) получим для поперечной схемы

$$-\hat{v}_{rF}^{(пп)} = \frac{1}{\pi} \int\limits_{\frac{\pi}{2}}^{\frac{3}{2}\pi} [-\hat{v}_{y0}^{(пп)}(\bar{z})] F(\bar{r}, \mu, \psi)\, d\psi,$$

где функция $F(\bar{r}, \mu, \psi)$ определена равенством (3.41). Если лопасти винтов движутся с внутренним опережением, то $\bar{z} = \bar{z}_* - \bar{r}\sin\psi$. Если же направление вращения обратное, то $\bar{z} = -(\bar{z}_* + \bar{r}\sin\psi)$.

Вычисления величины $\hat{v}_{rF}^{пп}$ были произведены для несущего винта с $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$ при $C_T = 0{,}0143$ и $\sigma = 0{,}11$. На рис. 3.31 приведены эпюры $\tilde{\Gamma}$ для этого винта при $\mu = 0{,}35$. Расчеты показали, что форма эпюры $\tilde{\Gamma}$ практически не влияет на величину $\hat{v}_{rF}^{(пп)}$. На рис. 3.37 приведен график $(-\hat{v}_{rF}^{(пп)})$ для винтов с внутренним опережением при $\alpha_э = -10°$. Этот график с достаточной точностью может быть использован в расчетах с любой эпюрой $\tilde{\Gamma}$. На рис. 3.38 показан аналогичный график для винтов с внешним опережением при $\alpha_э = -10°$. Видим, что с ростом μ дополнительный коэффициент индуктивной скорости значительно уменьшается при внешнем опережении. На рис. 3.39—3.41 приведены величины $\Delta I_{пп}$, полученные по формуле, аналогичной (3.39), для указанных винтов с $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$; кривые *1* соответствуют внешнему опережению, кривые *2* — внутреннему. Заметим, что $\Delta I_{пп}$ существенно зависит от формы эпюры $\tilde{\Gamma}$.

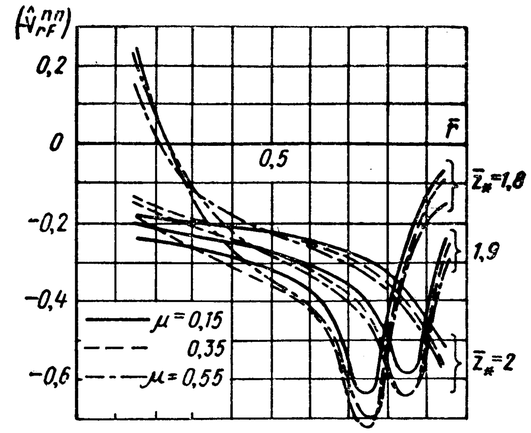


Рис. 3.37

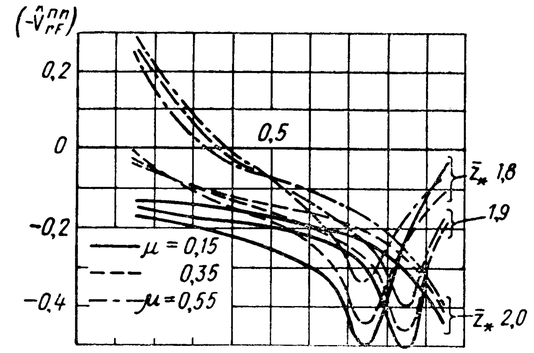


Рис. 3.38

Опыты П. М. Новоселова с моделью вертолета поперечной схемы при $\bar{z}_* = 2$ и внутреннем опережении дали для $\eta_* = 1$, $\Delta\varphi_\Sigma = 7{,}7°$, $\bar{V} = 0{,}2$ и $\alpha_э = -10°$

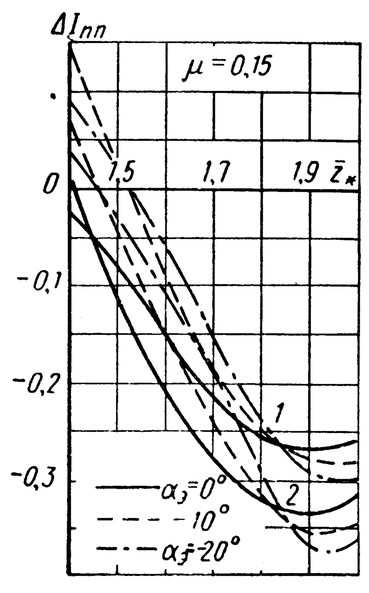


Рис. 3.39

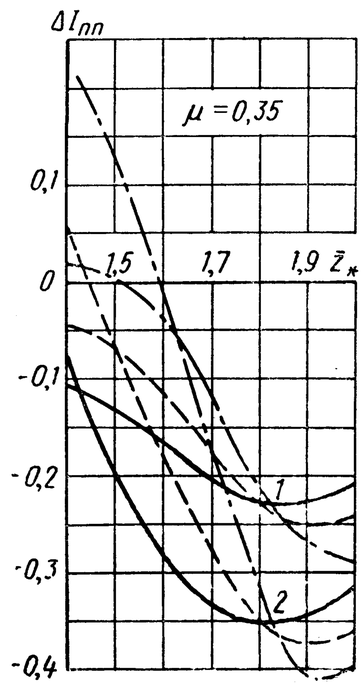


Рис. 3.40

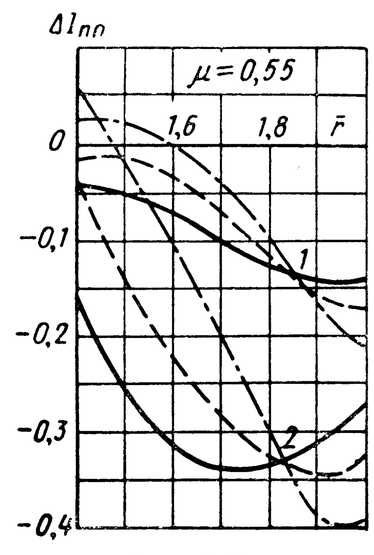


Рис. 3.41

величину $\Delta I_{пп} \approx -0{,}25$, которая меньше теоретической. Действительно, интерполируя графики на рис. 3.39 и 3.40, для $\mu = 0{,}2$; $\alpha_э = -10°$ и $\bar{z}_* = 2$ получим при внутреннем опережении $\Delta I_{пп}^{(+)} \approx -0{,}345$ и при внешнем $\Delta I_{пп}^{(-)} \approx -0{,}267$. Частично это различие между экспериментом и расчетом объясняется предположением, что главное влияние на индуктивную скорость оказывает средняя по окружности циркуляция Γ_ρ [см. формулу (3.10)], а влияние составляющей $\Delta\Gamma(\rho, \psi)$ пренебрежимо мало. В действительности циркуляция на азимутальных углах, близких к $\psi = \pi/2$, меньше средней и, следовательно, положительные индуктивные скорости, вызываемые несущим винтом в плоскости вращения соседнего винта, вблизи этой области будут меньше. Однако этим объяснить все расхождения между расчетом и опытом нельзя. В самом деле, циркуляция на азимутальных углах, близких к $3\pi/2$, больше средней и, следовательно, при внешнем опережении положительные индуктивные скорости будут больше и $\Delta I_{пп}^{(-)}$ — тоже больше (по абсолютной величине). Из опыта известно ([2], рис. 2.10 и 2.34), что опережающая лопасть индуцирует более мощный скос потока и, следовательно, должно быть $|\Delta I_{пп}^{(+)}| > |\Delta I_{пп}^{(-)}|$. Отсюда можно сделать вывод, что и при учете изменения циркуляции по ψ теоретически будет $|\Delta I_{пп}^{(+)}| > 0{,}5|\Delta I_{пп}^{(+)} + \Delta I_{пп}^{(-)}| = 0{,}306$.

Для предварительных расчетов можно пользоваться приближенной зависимостью $I_{пп} = I(1 + \varkappa_{пп})$, аналогичной (3.35). Коэффициент $\varkappa_{пп}$, аналогичный коэффициенту $\varkappa_{со}$ в формуле (3.36), для винтов с внутренним опережением принимает значения 0,70; 0,33; 0,25; 0,15; 0, —0,20; —0,32; —0,28; —0,19; —0,12 при $\bar{z}_* = 0{,}5$; 1,0; 1,1; 1,2; 1,4; 1,6; 1,8; 2,0; 2,2; 2,4 соответственно. При обратном направлении вращения коэффициент $\varkappa_{пп}$ по абсолютной величине меньше. Для приближенных расчетов можно считать, что отношение $\varkappa_{пп}^{(-)}/\varkappa_{пп}^{(+)}$ принимает значения 0,79; 0,66 и 0,45 при $\mu = 0{,}15$; 0,25 и 0,35 соответственно. Подчеркнем еще раз, что $\varkappa_{пп}$ зависит от формы эпюры циркуляции. Выше приведены средние величины $\varkappa_{пп}^{(+)}$, приемлемые при предварительных расчетах.

3.6. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ МНОГОВИНТОВЫХ НЕСУЩИХ СИСТЕМ

Коэффициент мощности, затрачиваемой на преодоление индуктивного сопротивления трех- или четырехвинтовой несущей системы, определяется по формуле (3.23), в которую входит средний коэффициент силы тяги $C_Т$ всей системы и средний коэффициент индукции I_Σ, приближенное значение которого может быть найдено из соотношения

$$I_\Sigma = I(1 + \varkappa_c). \tag{3.45}$$

где $\varkappa_c$ — отношение средней для всех винтов дополнительной индуктивной скорости, вызванной их индуктивным взаимодействием, к индуктивной скорости одиночного винта многовинтовой несущей системы, коэффициент силы тяги которого равен среднему для всей системы. Величина и знак $\varkappa_c$ обусловлены взаимным расположением несущих винтов и направлением их вращения.

Рассмотрим четырехвинтовую несущую систему (рис. 3.42). Задние винты *2* и *4* имеют превышение $\bar{y} = 0{,}2$ над передними *1* и *3*. Можно принять, что задние винты не влияют на передние. Тогда винт *3* действует на винт *1*, а винт *1* действует на винт *3* так же, как несущие винты в двухвинтовой поперечной схеме при внешнем опережении. Задние винты *2* и *4* взаимодействуют как винты в поперечной

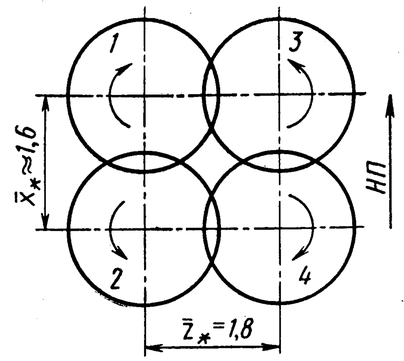


Рис. 3.42

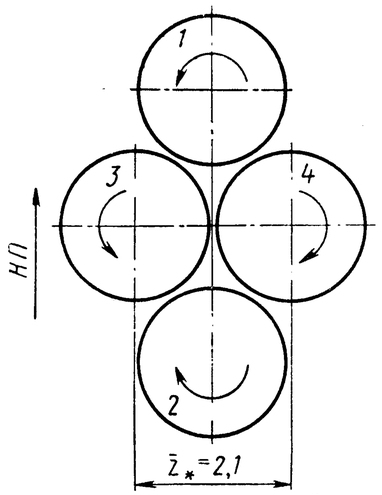


Рис. 3.43

схеме с внутренним опережением. Далее винт *1* действует на винт *2* как передний винт в продольной схеме, а винт *3* на винт *2* — как в поперечной схеме с увеличенной индуктивной скоростью, обусловленной расстоянием по продольной оси и превышением над передними винтами. Так как несущая система симметрична относительно продольной оси, то будем рассматривать только левую половину ее, т. е. винты *1* и *2*. Тогда средняя дополнительная индуктивная скорость для всей системы $v_{дс} = (v_{13} + v_{24} + v_{23} + v_{21})/2$. Первые цифры в индексах указывают номер винта, испытывающего воздействие, вторые цифры — номер винта, который воздействует. Имеем [2]

$$\bar{v}_{дс} = -0{,}265 C_Т \varkappa_c / \bar{V}. \tag{3.46}$$

Предполагая коэффициенты силы тяги одинаковыми для всех винтов и приняв $\varkappa_{пп}^{(-)}/\varkappa_{пп}^{(+)} = 0{,}7$, получим

$$\varkappa_c = \frac{1}{2}(\varkappa_{13} + \varkappa_{24} + \varkappa_{23} + \varkappa_{21}), \tag{3.47}$$

где $\varkappa_{13} = 0{,}7\varkappa_{24}$, $\varkappa_{24} = \varkappa_{пп}$, $\varkappa_{23} = 1{,}35\varkappa_{13}$, $\varkappa_{21} = \varkappa_{пр\,2} = 2\varkappa_{со}$. В выражении $\varkappa_{23}$ коэффициент $1{,}35 = 2 \cdot 0{,}65$. Множитель *2* учитывает увеличение индуктивной скорости из-за удаления винта *2* по продольной оси, множитель же 0,65 учитывает ее уменьшение из-за наличия превышения $\bar{y} = 0{,}2$. Подставив эти результаты в соотношение (3.47), получим $\varkappa_c = 1{,}32\varkappa_{пп} + \varkappa_{со}$. В конце предыдущего раздела указано, что $\varkappa_{пп} = -0{,}32$ для $\bar{z}_* = 1{,}8$. По графику на рис. 3.28 находим $\varkappa_{со} = 0{,}65$. Таким образом, в данном случае $\varkappa_c = 0{,}23$. Если бы задние винты были установлены без превышения, то $\varkappa_c = 0{,}5$. Отметим, что указанное на рис. 3.42 направление вращения винтов рационально для путевой устойчивости системы. При скольжении вертолета вихревая пелена

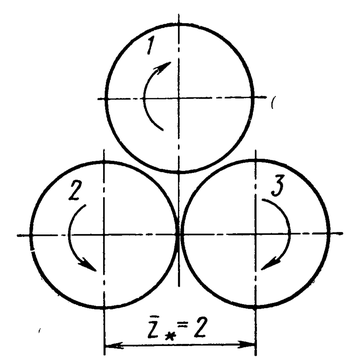


Рис. 3.44

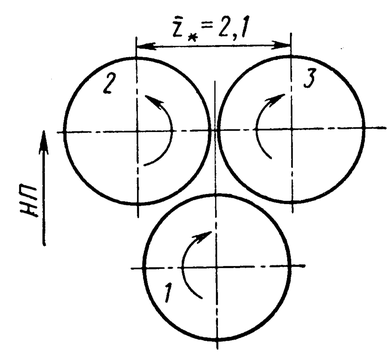


Рис. 3.45

частично сходит с винта *2* или винта *4*. В результате возникает момент относительно вертикальной оси, ликвидирующий скольжение и восстанавливающий режим путевой балансировки.

Если в несущей системе отсутствует частичное перекрытие по продольной оси, т. е. $\bar{x}_* \geqslant 2$, то направление вращения передних винтов может быть изменено на противоположное (внутреннее опережение). Тогда $\varkappa_c = 0{,}12$. Если при этом не будет превышения задних винтов над передними, то $\varkappa_c = 0{,}36$. При отсутствии частичного перекрытия ($\bar{x}_* \geqslant 2$, $\bar{z}_* = 2$), но при наличии превышения $\bar{y} = 0{,}2$ задних винтов над передними и внутреннем опережении у передних и задних винтов $\varkappa_c = 0{,}19$. Если при этом отсутствует превышение задних винтов, то $\varkappa_c = 0{,}44$.

Рассмотрим теперь четырехвинтовую схему, показанную на рис. 3.43. Примем, что винты *3* и *4* расположены над винтом *1*, а винт *2* над винтами *3* и *4* с одинаковым превышением $\bar{y} = 0{,}1$. Средний коэффициент взаимного индуктивного воздействия будет $\varkappa_c = (2\varkappa_{34} + \varkappa_{31} + \varkappa_{41} + \varkappa_{21} + 2\varkappa_{23})/4$. Удвоение коэффициентов $\varkappa_{34}$ и $\varkappa_{23}$ произошло потому, что $\varkappa_{34} = \varkappa_{43}$ и $\varkappa_{23} = \varkappa_{24}$. Далее имеем $\varkappa_{41} = \varkappa_{24}$, так как винт *1* по отношению к винту *4* и винт *4* по отношению к винту *2* имеют внутреннее опережение и одинаковое расположение. Винт *1* по отношению к винту *3* вращается в обратном направлении, следовательно, $\varkappa_{31} = 0{,}7\varkappa_{41}$ и $\varkappa_c = (2\varkappa_{34} + \varkappa_{21} + 3{,}7\varkappa_{41})/4$. Согласно данным, приведенным в конце предыдущего раздела, и графику на рис. 3.28 $\varkappa_{34} = -0{,}28$; $\varkappa_{21} = 2 \cdot 0{,}65 = 1{,}30$; $\varkappa_{41} = 2 \cdot 0{,}78 \cdot 0{,}33 = 0{,}51$ и $\varkappa_c = 0{,}66$. Если ликвидировать превышение винтов *3* и *4* и оставить винт *2* на том же месте ($\bar{y} = 0{,}2$), то $\varkappa_c = 0{,}68$, т. е. практически не изменится.

Исследуем трехвинтовую схему (рис. 3.44) с превышением $\bar{y} = 0{,}2$ винтов *2* и *3* над винтом *1*. Основываясь на предыдущем, получим $\varkappa_c = (2\varkappa_{23} + \varkappa_{21} + \varkappa_{31})/3$, где $\varkappa_{31} = 0{,}7\varkappa_{21}$, $\varkappa_{21} = 2 \cdot 0{,}65 \cdot 0{,}33 = 0{,}43$; $\varkappa_{23} = -0{,}28$ и $\varkappa_c = 0{,}06$. Если превышение винтов *2* и *3* отсутствует, то $\varkappa_c = 0{,}19$. Сделанное выше замечание относительно путевой статической устойчивости четырехвинтовой схемы (рис. 3.42) относится и к трехвинтовой, показанной на рис. 3.44. Для трехвинтовой схемы с винтами в одной плоскости, в которой винт *1* перемещен назад (рис. 3.45), $\varkappa_c = 0{,}25$. Если при этом винт *1*, находящийся сзади, будет иметь превышение $\bar{y} = 0{,}2$, то $\varkappa_c = 0{,}1$.

Из рассмотренных примеров ясен подход к приближенному определению $\varkappa_c$ в любой комбинации несущих винтов.

ГЛАВА 4

ПОЛЕТ ВЕРТОЛЕТА С УСТАНОВИВШЕЙСЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ

4.1. УРАВНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА ВЕРТОЛЕТОВ

Рассмотрим установившийся полет одновинтового вертолета с набором высоты (рис. 4.1). Проектируя силы на скоростные координатные оси, получим $Y_н = gm \cos\theta$, $X_н + X_{вр} + gm \sin\theta = 0$, где $X_{вр}$ в кгс — аэродинамическое сопротивление ненесущих элементов вертолета. Относительная горизонтальная сила тяги, потребная для полета, будет равна $X_н/Y_н = -(X_{вр}/Y_н + \operatorname{tg}\theta)$. Основываясь на зависимостях (3.1) и (3.2) и переходя к коэффициентам, будем иметь

$$\frac{X_н}{Y_н} = \frac{C_X}{C_Y} = \frac{\operatorname{tg}\alpha_э + C_H/C_T}{1 - (C_H/C_T)\operatorname{tg}\alpha_э}.$$

На рис. 4.2 приведены графики $C_X/C_Y = f(\bar{V}, \alpha_э, C_T/\sigma)$, на которых *1* — $\alpha_э = 5°$; *2* — $\alpha_э = 0°$; *3* — $\alpha_э = -5°$; *4* — $\alpha_э = -10°$; *5* — $\alpha_э = -15°$; *6* — $\alpha_э = -20°$; *7* — $\alpha_э = -25°$. Отношение C_H/C_T определялось по формуле (3.20) при $\sigma = 0{,}1$. Коэффициент заполнения σ мало влияет на отношение C_X/C_Y, поэтому графики на рис. 4.2 могут быть применены при $0{,}07 \leqslant \sigma \leqslant 0{,}13$.

В общем случае многовинтового вертолета уравнения движения примут вид

$$zY_н = gm \cos\theta, \tag{4.1}$$

$$zX_н + X_{вр} + z\Delta X_i - P_R + gm \sin\theta = 0. \tag{4.2}$$

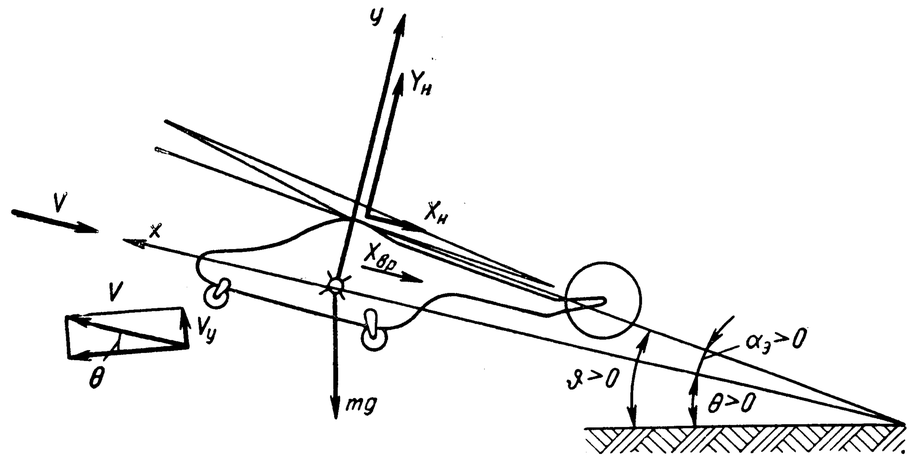


Рис. 4.1

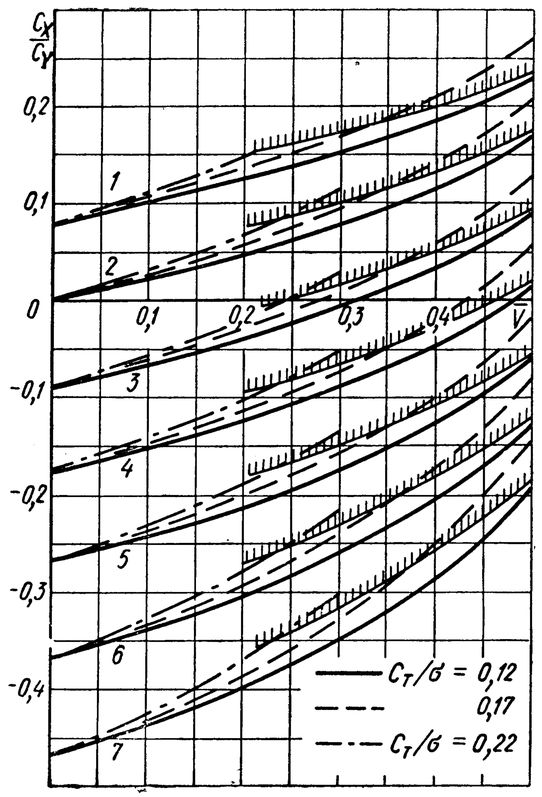


Рис. 4.2

Здесь $Y_н = (Y_{н1} + Y_{н2} + \ldots + Y_{нz})/z$, $X_н = (X_{н1} + X_{н2} + \ldots + X_{нz})/z$ — средние значения подъемной силы и горизонтальной силы тяги изолированных несущих винтов; $z\Delta X_i$ — дополнительное индуктивное сопротивление несущей системы, обусловленное взаимным влиянием винтов, причем

$$z\,\Delta X_i = \frac{1}{\varkappa}\, zY_н(-\Delta\alpha_c)\, I = 75\Delta\, N_i/V.$$

Средний угол индуктивного скоса потока согласно соотношению (3.46) будет равен $\Delta\alpha_c = \bar{v}_{дс}/\bar{V} = -0{,}265\varkappa_c C_T/\bar{V}^2$. Величина P_R, входящая в уравнение (4.2), представляет собой суммарную реактивную силу тяги выхлопа ГТД. Из уравнений (4.1) и (4.2) получим относительную потребную горизонтальную силу тяги

$$\left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_\theta = -\left(\frac{X_{вр}}{zY_н} + 0{,}284\,\frac{C_T}{\bar{V}^2}\,\varkappa_c I - \frac{P_R}{zY_н} + \operatorname{tg}\theta\right). \quad (4.3)$$

Произведение $\varkappa_c I = \Delta I_c$ — дополнительный коэффициент индукции несущей системы.

В горизонтальном полете ($\theta = 0$)

$$zY_н = gm, \quad (4.4)$$

$$Y_н \approx T. \quad (4.5)$$

Из этих соотношений, принимая во внимание выражение для силы тяги, получим

$$C_T = 16p/(\omega R)^2\Delta. \quad (4.6)$$

Подставляем соотношения (4.4) и (4.6) в формулу (4.3). Тогда при $\theta = 0$

$$\left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_0 = \left(\frac{X_{вр}}{gm} + \frac{59}{V^2}\,\frac{p}{\Delta}\,\varkappa_c I - \frac{P_R}{gm}\right)^*. \quad (4.7)$$

* Во всех формулах, начиная с (4.7), скорость полета V выражена в км/ч. Если скорость полета дается в м/с, то это оговаривается.

Относительное лобовое сопротивление ненесущих элементов вертолета определяется соотношением

$$X_{вр}/gm = 4{,}8\cdot 10^{-3}V^2\hat{S}_э\Delta, \quad (4.8)$$

где

$$\hat{S}_э = \left(\sum c_xS\right)_э/gm,\ \left(\sum c_xS\right)_э = \varkappa_i\left(\sum c_xS\right).$$

Коэффициент $\varkappa_i = 1{,}10 \div 1{,}15$ учитывает интерференцию между элементами корпуса вертолета и несущими винтами. Величина $\sum c_xS$ определяется по результатам аэродинамических испытаний моделей корпуса. При предварительных расчетах эту величину находят как сумму произведений c_xS, где S — площадь миделя или другого характерного сечения того или иного элемента вертолета. Коэффициенты c_x этих элементов устанавливают по опыту испытаний близких по форме моделей (см. приложение). Для ориентировочных оценок можно воспользоваться кривыми на рис. 4.3, построенными по материалам работы [53]. Кривая *1* соответствует вертолетам 1960 г.; кривая *2* учитывает вероятное уменьшение $\hat{S}_э$ для вертолетов; кривая *3* соответствует современным вертолетам; кривая *4* относится к самолетам 1960 г.

Если вертолеты имеют одинаковые размеры грузовых кабин, то величины $(\sum c_xS)_э$ для одновинтовой и продольной схем приблизительно одинаковы. В соосной схеме из-за сопротивления элементов управления и вала, расположенных между несущими винтами, величина $(\sum c_xS)_э$ приблизительно на 20% больше. В двухвинтовой поперечной схеме с обычным крылом сопротивление ненесущих элементов при наличии шасси ориентировочно на 15—20% больше, чем в одновинтовой без крыла из-за несколько большего миделя, обусловленного расположением двигателей и редукторов под винтами, и интерференции крыла с фюзеляжем и мотогондолами. Если шасси убрано, то увеличение сопротивления составит 25—30%. При отсутствии крыла в поперечной схеме, когда двигатели, редукторы и несущие винты устанавливаются на стержневых системах, величина $(\sum c_xS)_э$ на 40—50% больше, чем у одновинтового вертолета. По формуле (4.7) найдем $(C_X/C_Y)_0$ и затем по графикам на рис. 4.2 определим потребный эффективный угол атаки $\alpha_э$. На рис. 4.4 дана зависимость $\alpha_э$

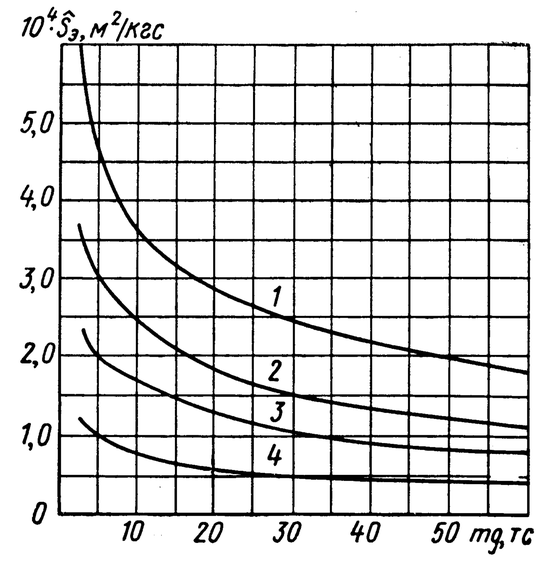


Рис. 4.3

от величины $\hat{S}_э\Delta$ для вертолета с одним несущим винтом при $P_R = 0$, $C_Т = 0{,}016$; $\sigma = 0{,}1$; $\eta_* = 1$; $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$. Кривые *1*, *2*, *3*, *4*, *5*, *6*, *7*, *8* соответствуют значениям $10^4\ \hat{S}_э\Delta = 0{,}5$; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5; 3,0; 3,5; 4,0. Расчеты были выполнены для $C_Т/\sigma = 0{,}16$. С достаточной точностью этим графиком можно пользоваться и для других значений величины $C_Т/\sigma$. На рис. 4.5 приведен график дополнительного потребного угла атаки $\Delta\alpha_э$, обусловленного индуктивным взаимодействием несущих винтов при $C_Т/\sigma = 0{,}16$, где кривые *1*, *2*, *3* соответствуют значениям $p\Delta I_c/\Delta = 50$; 100; 150. Для $V < 140$ км/ч кривая проведена ориентировочно, так как на этих режимах индуктивное воздействие несущих винтов в продольной и поперечной схемах уменьшается из-за пространственности свободной вихревой системы. Отметим, что график при $V < 140$ км/ч не применим для соосной схемы, для которой коэффициент ΔI_{co} индуктивного взаимодействия по мере уменьшения скорости полета будет стремиться к величине $0{,}41 I_0$ на режиме висения, как это следует из формулы (1.57). При этом соосные винты на режиме висения не заменяются эквивалентным одиночным винтом двойного заполнения, а рассматриваются как двухвинтовая система.

Теперь определим мощность, потребную для полета вертолета. Найдем $zX_н$ из зависимости (4.2) и подставим это выражение в соотношения (3.5) и (3.3). Прибавляя мощность, затрачиваемую на дополнительное индуктивное сопротивление несущих винтов, которое обусловлено их взаимным влиянием, к мощности, потребной на их собственное индуктивное сопротивление, и условно включая P_R в $X_{вр}$, получим

$$N_к = N_p + N_{i\Sigma} + VX_{вр}/270 + \frac{1}{270} Vgm\sin\theta. \qquad (4.9)$$

В полете без скольжения угол атаки рулевого винта обычно равен нулю. Рассмотрим случай, когда плоская вихревая пелена,

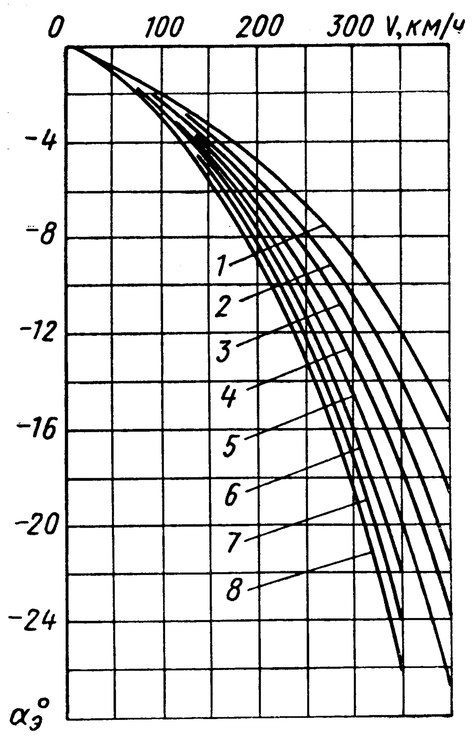


Рис. 4.4

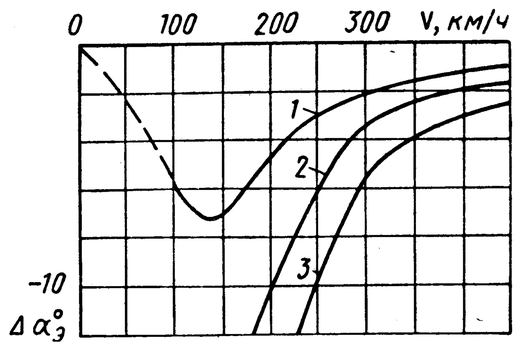


Рис. 4.5

образуемая несущим винтом, проходит через центр втулки рулевого винта и влияние несущего винта на рулевой отсутствует. Предполагая, что киля нет и вся необходимая для балансировки крутящего момента поперечная сила создается рулевым винтом, определим $Z_{р.в} = Т_{р.в}$. Тогда к величине $X_{вр}$ добавится сила лобового сопротивления лопастей рулевого винта $X_{р.в} = (C_X/C_Z)\,Т_{р.в}$, где $C_X/C_Z = C_X/C_Y$ находится по графикам на рис. 4.2 при $\alpha_э = 0$. Подчеркнем, что $X_{р.в}$ в отличие от $X_{вр}$ не уменьшается с увеличением высоты полета. Таким образом, составляя на экономической скорости полета при $H = 0$ около 10—15% $X_{вр}$, величина $X_{р.в}$ на высоте 4 км достигает 14—20% $X_{вр}$. Мощность, передаваемая по трансмиссии рулевого винта, согласно зависимостям (3.3)—(3.5) будет равна $N_{к.р.в} = N_{Y\,р.в} - (V/270)\,X_{р.в}$. Приравнивая располагаемую мощность двигателей потребной для установившегося полета, получим, имея в виду соотношение (4.9), что

$$N_д - N_{к.р.в} - \Delta N_т = N_р + N_{i\Sigma} + (V/270)\,(X_{вр} + X_{р.в}) + (V/270)\,gm\sin\theta. \qquad (4.10)$$

Отсюда потребная для полета мощность двигателей

$$N_д = \frac{1}{\xi^{(к)}}\left[N_p + N_{i\Sigma} + \frac{V}{270}(X_{вр} + X_{р.в}) + \frac{V}{270}\,gm\sin\theta\right],$$

где $\xi^{(к)} = 1 - (N_{к.р.в} + \Delta N_т)/N_д$. Мощность двигателей, потребную для полета, можно представить и в другом виде. Перенесем в соотношении (4.10) член $VX_{р.в}/270$ в левую часть. Тогда $N_{к.р.в} + VX_{р.в}/270 = N_{Y\,р.в}$ и

$$N_д = \frac{1}{\xi}\left(N_p + N_{i\Sigma} + \frac{V}{270}X_{вр} + \frac{V}{270}\,gm\sin\theta\right), \qquad (4.11)$$

где $\xi = 1 - (N_{Y р.в} + \Delta N_т)/N_д$. Соотношением (4.11) часто пользуются в аэродинамических расчетах. При этом необходимо помнить, что N_p и N_i должны быть определены при $\alpha_э$, соответствующем $X_{вр} + X_{р.в}$.

Теперь рассмотрим полет одновинтового вертолета на таком режиме, когда вихревая пелена проходит над рулевым винтом и создаваемая несущим винтом поперечная индуктивная скорость приводит к скосу потока, вызывающему отклонение аэродинамических сил рулевого винта назад. Мощность, передаваемая по трансмиссии рулевого винта на его вращение, будет при этом соответствовать углу атаки рулевого винта, равному углу скоса, но к силе $X_{р.в}$ лобового сопротивления лопастей рулевого винта прибавится индуктивный добавок $Т_{р.в}\Delta\alpha_{р.в}$, где $\Delta\alpha_{р.в} = -v_z/V$. В итоге получим соотношение (4.11), в котором согласно зависимости (4.64) из работы [2] $\xi_{р.в} \approx 1 - (N_{Y р.в}/N_д) - C_Т\xi$, а N_p и N_i находятся при угле атаки $\alpha_э$, соответствующем $X_{вр} + X_{р.в} + \Delta X_{iр.в}$, где $\Delta X_{iр.в} = 270 C_Т \xi N_д/V$. Если рулевой

винт будет находиться выше вихревой пелены несущего винта, то знак перед $C_Т$ в формулах для $\xi_{р.в}$ и $\Delta X_{iр.в}$ нужно изменить на обратный.

Для аэродинамического расчета целесообразно определять удельную мощность, потребную для полета, по формуле

$$\tilde{N}_к = \tilde{N}_Y + \tilde{N}_{вр} + \frac{V_y}{75},$$

где

$$\tilde{N}_к = \frac{N_к}{gm}, \quad \tilde{N}_Y = \frac{N_Y}{gm}, \tilde{N}_{вр} = \frac{\tilde{N}_{вр}}{gm}, \quad V_y = V \sin\theta$$

(см. рис. 4.1). Удельная мощность, потребная на создание подъемной силы, равна

$$\tilde{N}_Y = \tilde{N}_p + \tilde{N}_{i\Sigma}, \tag{4.12}$$

где $\tilde{N}_p$ и $\tilde{N}_{i\Sigma}$ — удельные мощности, затрачиваемые на преодоление профильного и индуктивного сопротивлений лопастей несущих винтов соответственно. Удельная мощность, потребная на преодоление сопротивления ненесущих элементов вертолета, согласно зависимости (4.8) будет

$$\tilde{N}_{вр} = 1{,}8 \cdot 10^{-5} V^3 \hat{S}_э \Delta. \tag{4.13}$$

Имея в виду соотношения (4.4.) и (4.5) и переходя к коэффициентам, получим выражение для удельной мощности, потребной на преодоление профильного сопротивления, в следующей форме:

$$\tilde{N}_p = \frac{\omega R}{75} \frac{m_p}{C_Т}. \tag{4.14}$$

На рис. 3.25 приведены кривые $m_p/C_Т = f\,(C_Т/\sigma,\ \alpha_э,\ \bar{V})$, вычисленные для $\omega R = 220$ м/с. По этим графикам можно получить зависимость $N_p/zY_н = f\,(V,\ \alpha_э,\ C_Т/\sigma)$, которая представлена на рис. 4.6 и 4.7. На рис. 4.6 график *а* соответствует $C_Т/\sigma = 0{,}12$, график *б* — $C_Т/\sigma = 0{,}14$. На рис. 4.7 график *а* соответствует $C_Т/\sigma = 0{,}16$, график *б* — $C_Т/\sigma = 0{,}18$. При выполнении условия (4.4) $\frac{N_p}{zY_н} = \frac{N_p}{mg}$. Отметим, что для вертолетов любых схем величина N_p/gm одинакова, если одинаковы ωR, $\alpha_э$ и $C_Т/\sigma$. Аналогично зависимости (4.14) получим

$$\tilde{N}_{i\Sigma} = \frac{\omega R}{75} \frac{m_{i\Sigma}}{C_Т}. \tag{4.15}$$

Подставим сюда выражение (3.23), в котором $\varkappa = 0{,}94$. Воспользовавшись зависимостями (3.45) и (4.6), будем иметь

$$\tilde{N}_{i\Sigma} = 0{,}218 \frac{pI_\Sigma}{V\Delta}. \tag{4.16}$$

Видим, что для всех схем $\tilde{N}_{дi\Sigma}$ будет одинаковым, если

$$pI_\Sigma/\xi = \text{const}. \tag{4.17}$$

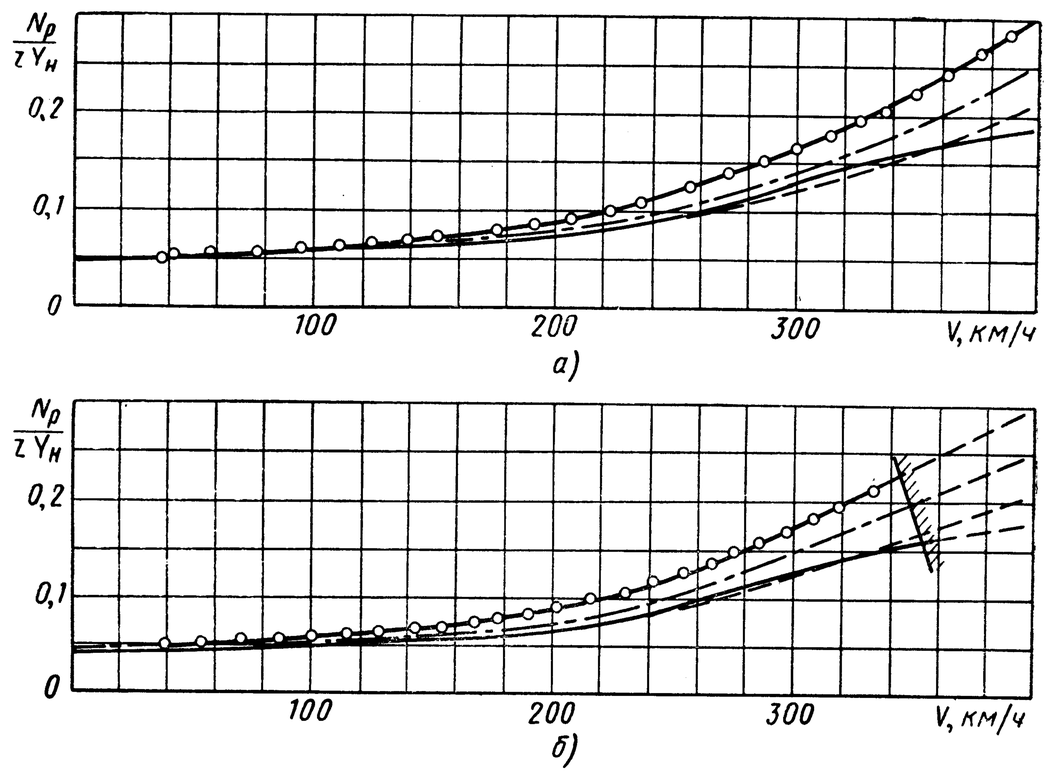


Рис. 4.6

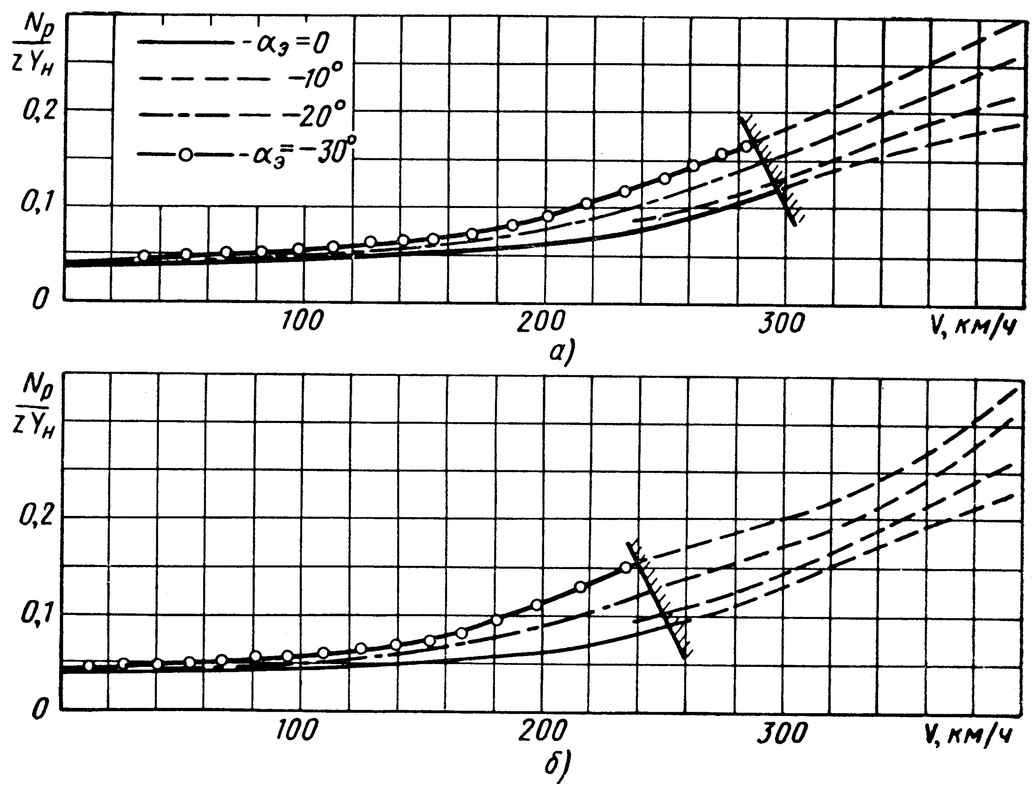


Рис. 4.7

Рассмотрим, например, вертолеты одновинтовой и двухвинтовой продольной схем [16]. Обозначая все величины, относящиеся к одновинтовому вертолету индексом 1, а к вертолету продольной схемы — 2, получим формулу для определения соотношения между p_2 и p_1, при котором в обеих схемах затраты мощности на индуктивное сопротивление будут одинаковыми. По формуле (4.17) $p_2/p_1 = I_1\xi_2/I_{\Sigma 2}\xi_1$. Можно положить $I_1/I_{\Sigma 2} = 0{,}67$ и $\xi_1/\xi_2 \approx \xi_{р.\,в}$. Тогда $p_1/p_2 = 1{,}49\,\xi_{р.\,в}$. Установив значение p_1/p_2, обеспечивающее выполнение условия (4.17), найдем потребное отношение диаметров несущих винтов при $gm_1 = gm_2$. Это отношение равно $D_2/D_1 = 0{,}709\sqrt{p_1/p_2}$. При $\xi_{р.\,в} \approx 0{,}96$ получим $D_2/D_1 = 0{,}85$.

Выше указывалось, что плоская вихревая пелена имеет место при $\overline{V} \geqslant \overline{V}_п = 1{,}15\sqrt{C_Т}$. Следовательно, зависимость (4.16) справедлива также в этих условиях. Принимая во внимание соотношение (4.6), будем иметь

$$V_п = 16{,}6\sqrt{p/\Delta}. \tag{4.18}$$

При $V < V_п$ в знаменателе формулы (4.16) вместо V должно быть

$$V_1 = \sqrt{V^2 + v_c^2}. \tag{4.19}$$

По формуле (0.1)

$$v_c = -(4p/V_1\Delta). \tag{4.20}$$

Подставив выражение (4.19) в (4.20), получим

$$v_c = -2\frac{\sqrt{p}}{\sqrt{\Delta}}\left(\sqrt{1 + \left(\frac{V^2\Delta}{8p}\right)^2} - \frac{V^2\Delta}{8p}\right)^{1/2}. \tag{4.21}$$

При $V = V_п = 4{,}6\sqrt{p/\Delta}$ (здесь $V_п$ выражено в м/с) из формул (4.19) и (4.20) следует, что V_1 отличается от V только на 1,0%. Далее из формул (4.20) и (4.21) будем иметь

$$V_1 = 7{,}2\frac{\sqrt{p}}{\sqrt{\Delta}}\left(\sqrt{1 + \left(\frac{V^2\Delta}{104p}\right)^2} - \frac{V^2\Delta}{104p}\right)^{-1/2}.$$

С помощью зависимости (4.18) эту формулу можно представить в виде $V_1/V_п = 0{,}435\,[(1 + A^2)^{1/2} - A]^{-1/2}$, где $A = 2{,}63\,(V/V_п)^2$. При $V = 0$ согласно соотношению (4.18) получим $V_1 = 0{,}435\,V_п = 7{,}2\sqrt{p/\Delta}$. По зависимости (1.3) на режиме висения средняя по диску винта индуктивная скорость $v_c = -V_1$, т. е. $v_c = -7{,}2\sqrt{p/\Delta}$ км/ч. Этот результат совпадает с тем, что дает формула (4.20), переходящая на режиме висения в соотношение теории идеального винта.

Отметим, что здесь для сопоставления с режимом полета с горизонтальной скоростью мы присвоили индуктивной скорости на режиме висения знак минус. Таким образом, с помощью зависимости для V_1/V можно по соотношению (4.16) определять $N_{i\Sigma}$ как для полета с горизонтальной скоростью, так и для режима висения.

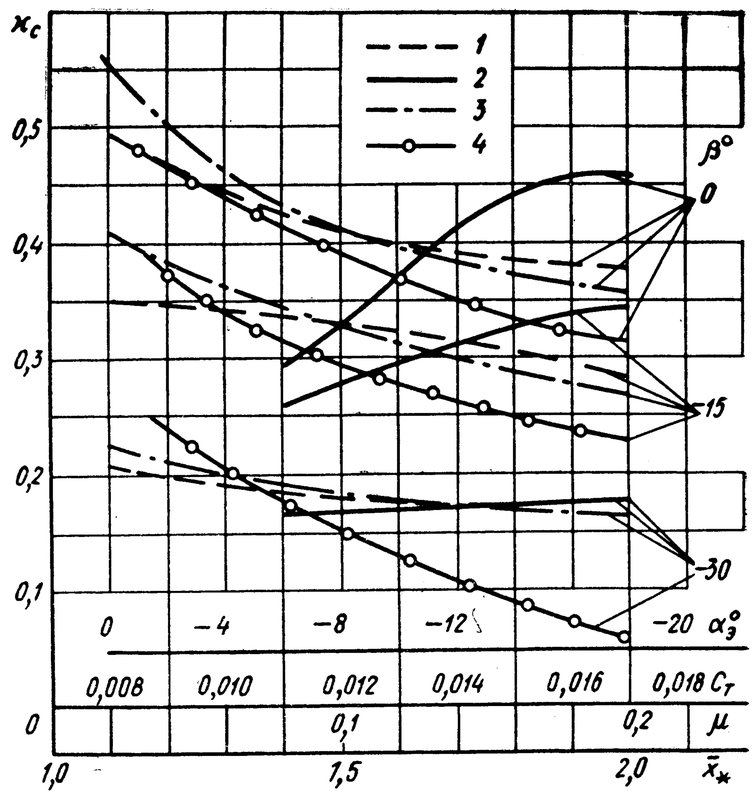


Рис. 4.8

Коэффициент I в формуле (3.45) для $\eta_* = 1$ и $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$ определяется по рис. 3.26.

При $V < V_п$ свободная вихревая система приобретает пространственную форму и коэффициенты $\varkappa_c$ для продольной схемы становятся меньше. При этом величина среднего для продольной двухвинтовой несущей системы коэффициента $\varkappa_c$ зависит от $\alpha_э$, $\bar{x}_*$, μ и $C_Т$. На рис. 4.8 даны графики $\varkappa_c$, которые построены по расчетам П. И. Радченко по теории несущих винтов с пространственной вихревой системой, разработанной Е. С. Вождаевым. На рис. 4.8 приведены кривые $\varkappa_c$ для относительного конструктивного * превышения $\bar{y}_{10} = 0{,}2$ и $\alpha_ф = 0$ в зависимости: *1* — от $C_Т$ при неизменных $\mu = 0{,}14$; $\alpha_э = -8°$; $\bar{x}_* = 1{,}34$; *2* — от μ при неизменных $C_Т = 0{,}012$, $\alpha_э = -8°$; $\bar{x}_* = 1{,}34$; *3* — от $\alpha_э$ при неизменных $C_Т = 0{,}012$, $\mu = 0{,}14$, $\bar{x}_* = 1{,}34$; *4* — от $\bar{x}_*$ при неизменных значениях $C_Т = 0{,}012$, $\mu = 0{,}14$, $\alpha_э = -8°$. Эти кривые позволяют приближенно, путем интерполяции, найти $\varkappa_c$ при $0{,}008 \leqslant C_Т \leqslant 0{,}017$; $0{,}08 \leqslant \mu \leqslant 0{,}2$; $-18° \leqslant \alpha_э \leqslant 0°$ и $1{,}1 \leqslant \bar{x}_* \leqslant 2{,}0$.

---

* Напомним, что эффективное относительное превышение $\bar{y}_1$ при умеренных μ и пространственной вихревой пелене значительно больше $\bar{y}_{10}$.

Рассмотрим применение графиков на примере отыскания $\varkappa_c$ для $\mu = 0{,}16$; $\alpha_э = -10°$; $C_Т = 0{,}014$; $\bar{x}_* = 1{,}5$; $\beta = 0$. По кривой $\varkappa_c = f(\mu)$ при $\beta = 0$ находим $\varkappa_c = 0{,}44$ при $C_Т = 0{,}012$; $\alpha_э = -8°$, $\bar{x}_* = 1{,}34$. Согласно кривой $f(\alpha_э)$ при $\beta = 0$ переход от $\alpha_э = -8°$ к $\alpha_э = -10°$ дает $\Delta\varkappa_\alpha = -0{,}015$. По кривой $f(C_Т)$ при $\beta = 0$ находим $\Delta\varkappa_{ст} = -0{,}020$ из-за увеличения $C_Т$ до 0,014. Увеличение $\bar{x}_*$ до 1,5 дает $\Delta\varkappa_{x*} = -0{,}035$, что следует из кривой $f(\bar{x}_*)$. Окончательно, $\varkappa_c = 0{,}44 - 0{,}015 - 0{,}020 - 0{,}035 = 0{,}37$.

Напомним, что для уменьшения индуктивного взаимодействия винтов в продольной схеме целесообразно в полете с умеренными скоростями кроме отмеченного ранее увеличения эффективного превышения заднего винта применять скольжение с отрицательным углом ($\beta < 0$), т. е. повернуться к вектору скорости тем бортом, над которым лопасти переднего винта отстают. Из графиков на рис. 4.8 видно, что для рассмотренного примера переход от $\beta = 0$ к $\beta = -15°$ уменьшает $\varkappa_c$ на величину $|\Delta\varkappa_\beta| = 0{,}115$. При этом увеличится аэродинамическое сопротивление ненесущих элементов вертолета. Приближенно можно принять, что при $\beta = -30°$ суммарное сопротивление ненесущих элементов вертолета увеличится в 1,6 раза, а при $\beta = -15°$ — в 1,3 раза.

Таким образом, даны рабочие формулы для определения потребной для горизонтального полета удельной мощности

$$\tilde{N}_г = \tilde{N}_Y + \tilde{N}_{вр}. \qquad (4.22)$$

В полете с набором высоты используется номинальная мощность двигателей и

$$N_{рас} = \xi N_д = N_к. \qquad (4.23)$$

Сопоставляя зависимости (4.10), (4.22) и (4.23), найдем наибольшую вертикальную скорость полета

$$V_{y\,max} = 75\,(\tilde{N}_{рас} - \tilde{N}_г), \qquad (4.24)$$

где $V_{y\,max}$ выражено в м/с.

Подчеркнем, что удельные мощности, потребные для создания подъемной силы и преодоления сопротивления ненесущих элементов, должны определяться при $\alpha_э$, учитывающем по соотношению (4.3) угол набора высоты

$$\theta \approx 3{,}6\,\frac{V_y}{V}. \qquad (4.25)$$

С достаточной точностью можно принять

$$\left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_\theta = \left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_0 - \theta. \qquad (4.26)$$

Для ориентировки в величине коэффициента, учитывающего затраты мощности на рулевой винт, можно принять $\xi_{р.\,в} \approx 0{,}96$ для $0{,}2 \leqslant \bar{V} \leqslant 0{,}45$ и $H = 0$. При увеличении высоты полета коэффициент $\xi_{р.\,в}$ уменьшается.

Проиллюстрируем применение графиков, приведенных в этом разделе.

Пример 4.1. Определить удельную мощность двигателей, необходимую для обеспечения $V_{max} = 370$ км/ч при $H = 0$ вертолету продольной схемы, имеющему $\bar{y}_1 = 0{,}2$; $\bar{x}_* = 1{,}34$; $\xi = 0{,}93$; $\omega R = 220$ м/с; $p = 48{,}5$ кгс/м²; $\hat{S}_э = 1{,}5 \cdot 10^{-4}$. Сначала находим $\bar{V} = \bar{V}_{max} = 0{,}467$. По рис. 4.4 $\alpha_э \approx -18°$. Тогда $\mu = \bar{V}\cos\alpha_э = 0{,}444$ и по рис. 3.26 $I \approx 1{,}19$. По рис. 3.33 $\Delta I_c = \Delta I_{пр} = 0{,}53$ и $p\,\Delta I_c/\Delta = 25{,}7$, $I_\Sigma = 1{,}19 + 0{,}53 = 1{,}72$. Из рис. 4.5 $\Delta\alpha_э \approx -0{,}8°$ и $\alpha_э \approx -19°$. По рис. 4.6 для $C_Т/\sigma = 0{,}14$ находим $N_p/zY_н = 0{,}21$. Вычисляем по выражению (4.16) $\tilde{N}_{i\Sigma} = 0{,}049$; по (4.13) $\tilde{N}_{вр} = 0{,}136$. Суммируя, получим $\tilde{N}_г = 0{,}395$. Отсюда $\tilde{N}_{д.г} = \tilde{N}_г/\xi = 0{,}425$.

Соотношения, полученные в этом разделе, составляют основу аэродинамического расчета. Вычисления целесообразно выполнять в следующей последовательности.

1. По заданным gm, ωR, D, z, σ и H находим $F = \pi D^2/4$, $p = gm/zF$, $C_Т = 16p/(\omega R)^2\Delta$ и $C_Т/\sigma$.

2. Из соотношения (4.7) для ряда значений скорости полета V, зная $\hat{S}_э$ и ΔI_c, определяем $(C_X/C_Y)_0$ и по рис. 4.2 находим $\alpha_э$.

3. По $\alpha_э$ и $C_Т/\sigma$ из рис. 4.6 и 4.7 определяем $\tilde{N}_p = f_1(V)$. Для $C_Т/\sigma > 0{,}18$ находим $\tilde{N}_p$ по формуле (4.14) и рис. 3.25.

4. Установив I и ΔI_c в зависимости от $\alpha_э$, $\alpha_ф$ и V, находим $\tilde{N}_{i\Sigma}$ как функцию V.

5. Предполагая, что балансировка вертолета обеспечивает такое положение фюзеляжа, при котором на режиме полета с наибольшей скоростью лобовое сопротивление ненесущих элементов наименьшее, устанавливаем величину $\hat{S}_э$ в зависимости от угла атаки фюзеляжа $\alpha_ф = \alpha_э - \varphi_В - \delta_z + \Delta\alpha_ф$, где $\varphi_В$ — угол между конструктивной осью несущего винта и вертикальной осью фюзеляжа ($\varphi_В > 0$, если ось винта повернута назад); $\delta_z = \theta_{2э}$ — угол поворота эффективной оси винта, обусловленный действием управления (см. формулу (3.18)); $\Delta\alpha_ф$ — угол скоса потока, вызванный индуктивным воздействием несущих винтов, причем $\Delta\alpha_ф = -0{,}265 C_Т \varkappa_ф/\bar{V}^2$. Согласно расчетам по вихревой теории коэффициент $\varkappa_ф \approx 0{,}7$. Далее, определив $\hat{S}_э\Delta \cdot 10^4$, находим $\tilde{N}_{вр}$ как функцию V.

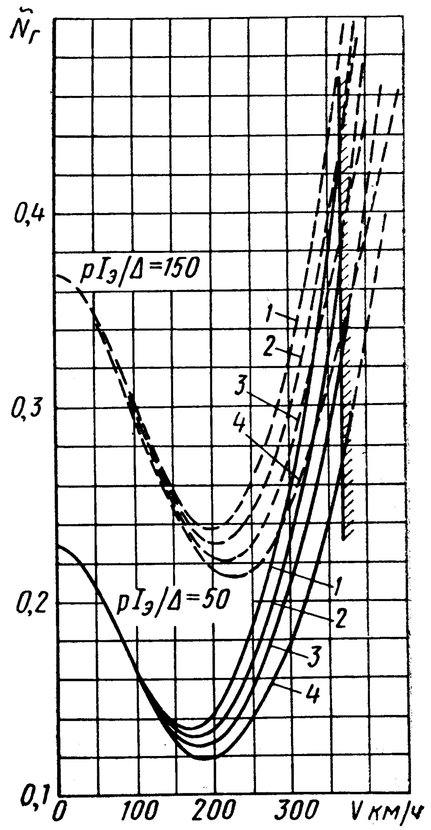


Рис. 4.9

6. Суммируем полученные величины и определяем удельную мощность, потребную для горизонтального полета, по формуле (4.22). Для иллюстрации на рис. 4.9 приведена кривая удельной мощности, потребной для горизонтального полета при $C_т/\sigma = 0{,}14$. Кривые *1*, *2*, *3*, *4* соответствуют значениям $10^4\ \widehat{S}_э\Delta = 2{,}0$; 1,5; 1,0; 0,5. Кривые $\tilde{N}_г$ в закритической зоне $V > 370$ км/ч показаны пунктиром.

4.2. РАСЧЕТ ВЕРТОЛЕТА С КРЫЛОМ

Аэродинамическое сопротивление, создаваемое крылом в потоке, который вызван несущим винтом, остается и при полете с малыми горизонтальными скоростями. Расчетные исследования и эксперименты в аэродинамической трубе показывают, что крыло начинает создавать заметную подъемную силу при скорости горизонтального полета, составляющей приблизительно 60—80% экономической. Рассмотрим аэродинамические характеристики вертолета с крылом в горизонтальном полете с такой скоростью, когда скос потока, вызванный винтами, не препятствует нормальной работе крыла.

Определим мощность $N_{pэ}$, потребную на преодоление профильного сопротивления всей несущей системы, состоящей из несущих винтов и крыла. Имеем

$$N_{pэ} = N_{pн} + N_{pк}. \tag{4.27}$$

Сила тяжести вертолета будет уравновешиваться подъемной силой несущих винтов и крыла, т. е.

$$gm = zY_н + Y_к. \tag{4.28}$$

Мощности, затрачиваемые на профильное сопротивление несущих винтов и крыла, представим в виде

$$N_{pн} = \frac{\omega R}{75}\,\frac{m_p}{C_т}\,zY_н, \tag{4.29}$$

$$N_{pк} = \frac{V}{75}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_к Y_к. \tag{4.30}$$

(В формулах (4.30)—(4.38) скорость полета V выражена в м/с). Согласно соотношениям (4.27)—(4.30) получим

$$\tilde{N}_{pэ} = \frac{\omega R}{75}\,\frac{m_p}{C_т}\,\xi_p, \tag{4.31}$$

где

$$\xi_p = \overline{Y}_н + \overline{V}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_к \frac{C_т}{m_p}\,\overline{Y}_к,\ \overline{Y}_н = zY_н/gm,$$

$\overline{Y}_к = Y_к/gm$. Коэффициент ξ_p учитывает влияние крыла на профильное сопротивление всей несущей системы. Вследствие соотношения

$$\overline{Y}_н = 1 - \overline{Y}_к \tag{4.32}$$

будем иметь

$$\xi_p = 1 - \overline{Y}_к\tilde{P},\ \ \tilde{P} = 1 - \tilde{M}_p, \tag{4.33}$$

где

$$\tilde{M}_p = \overline{V}\,\frac{C_т}{m_p}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_к.$$

Отметим, что $\tilde{M}_p = N_{pк}/N_{pн}$ при $zY_н = Y_к$.

Для примера установим величины $\tilde{P}$ и $N_{pн}/N_{pк}$, т. е. определим, во сколько раз профильное сопротивление несущих винтов превышает профильное сопротивление крыла при одинаковых подъемных силах и скорости полета. Расчет выполнялся при $\omega R = 220$ м/с; $C_т/\sigma = 0{,}14$; $(c_{xp}/c_y)_к = 0{,}025$. Результаты вычислений приведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

$\overline{V}$	0,2	0,3	0,4	0,5
$\alpha_э^\circ$	—5	—8	—10	—15
$\frac{N_{pн}}{N_{pк}}$	4,2	3,8	4,7	6,3
$\tilde{P}$	0,76	0,74	0,79	0,84

Из таблицы следует, что профильное сопротивление несущих винтов в 4—6 раз больше профильного сопротивления крыла, создающего одинаковую с ними подъемную силу. При указанном в таблице угле атаки для $\overline{V} = 0{,}4$ коэффициент $\xi_p = 1 - 0{,}79\overline{Y}_к$ и при $\overline{Y}_к = 0{,}2$ его величина будет 0,842, т. е. профильное сопротивление всей несущей системы уменьшилось на 15,8%.

Теперь рассмотрим индуктивное сопротивление всей несущей системы. Мощность, потребная на его преодоление с учетом взаимного индуктивного воздействия крыла на несущие винты и несущих винтов на крыло,

$$N_{iэ} = N_{i\Sigma} + N_{iк} + \Delta N_{iн} + \Delta N_{iк}, \tag{4.34*}$$

где

$$N_{i\Sigma} = -\frac{v_В}{75}\,I_\Sigma\,\frac{zY_н}{\varkappa};\quad v_В = -\frac{zY_н}{2\rho zFV\varkappa};$$

$$N_{iк} = -\frac{v_к}{75}\,I_к\,\frac{Y_к}{\varkappa};\quad v_к = -\frac{Y_к}{2\rho F_к V\varkappa};$$

$$F_к = \pi l_к^2/4;\ \Delta N_{iн} = -\frac{\Delta v_к}{75}\,\frac{zY_н}{\varkappa};$$

$$\Delta v_к = \varkappa_к v_к;\ \Delta N_{iк} = -\frac{\Delta v_В}{75}\,\frac{Y_к}{\varkappa};$$

$$\Delta v_В = \varkappa_В v_В.$$

* В формулах до (4.38) скорость полета V выражена в м/с.

Здесь $v_в$ и $v_к$ — средние индуктивные скорости, вызванные несущими винтами и крылом соответственно; $I_к$ — коэффициент индукции крыла, причем при эллиптическом распределении циркуляции по размаху крыла $I_к = 1$, а при других эпюрах циркуляции $I_к > 1$ (величина этого коэффициента определяется в теории крыла, см., например, [51]); $\Delta v_к$ — средняя индуктивная скорость, вызванная крылом у несущих винтов; $\varkappa_к$ — коэффициент, показывающий, во сколько раз $\Delta v_к$ меньше собственной индуктивной скорости крыла; $\Delta v_в$ — средняя индуктивная скорость, вызванная несущими винтами у крыла; $\varkappa_в$ — коэффициент, показывающий, во сколько раз $\Delta v_в$ отличается от собственной средней индуктивной скорости несущих винтов. Подставляя выражения для индуктивных скоростей в формулы для мощности, получим

$$75N_{i\Sigma} = \frac{(zY_н)^2 I_\Sigma}{2\rho zFV\varkappa^2} = \frac{(gm)^2}{2\rho zFV\varkappa^2} I_\Sigma \bar{Y}_н^2, \tag{4.35}$$

$$75N_{iк} = \frac{Y_к^2 I_к}{2\rho F_к V\varkappa^2} = \frac{(gm)^2}{2\rho zFV\varkappa^2} \frac{4zI_к}{\bar{l}_к^2} \bar{Y}_к^2, \tag{4.36}$$

$$75\Delta N_{iн} = \frac{\varkappa_к Y_к zY_н}{2\rho F_к V\varkappa^2} = \frac{(gm)^2}{2\rho zFV\varkappa^2} \frac{4z\varkappa_к}{\bar{l}_к^2} \bar{Y}_к \bar{Y}_н; \tag{4.37}$$

$$75\Delta N_{iк} = \frac{\varkappa_в Y_к zY_н}{2\rho zFV\varkappa^2} = \frac{(gm)^2}{2\rho zFV\varkappa^2} \varkappa_в \bar{Y}_к \bar{Y}_н. \tag{4.38}$$

Теперь подставляем соотношения (4.35)—(4.38) в зависимость (4.34). После некоторых преобразований будем иметь, приняв $\varkappa = 0{,}94$,

$$\tilde{N}_{iэ} = 0{,}218 \frac{p}{V\Delta} \left[I_\Sigma \bar{Y}_н^2 + 4 \frac{zI_к}{\bar{l}_к^2} \bar{Y}_к^2 + \bar{Y}_н \bar{Y}_к \left(4 \frac{z\varkappa_к}{\bar{l}_к^2} + \varkappa_в \right) \right].$$

Это выражение по аналогии с соотношением (4.16) удобно представить в виде

$$\tilde{N}_{iэ} = 0{,}218 \frac{pI_э}{V\Delta}, \tag{4.39}$$

где

$$I_э = I_\Sigma \bar{Y}_н^2 + \Delta I_к; \quad \Delta I_к = \bar{Y}_к^2 i_2 + \bar{Y}_к i_1; \tag{4.40}$$

$$i_1 = 4 \frac{z\varkappa_к}{\bar{l}_к^2} + \varkappa_в; \quad i_2 = 4 \frac{zI_к}{\bar{l}_к^2} - i_1;$$

причем $\Delta I_к$ — часть коэффициента индукции, зависящая от крыла и взаимного влияния крыла и винтов.

Оценку влияния крыла на индуктивное сопротивление всей несущей системы можно произвести и через коэффициент ξ_i, входящий в соотношение $I_э = I_\Sigma \xi_i$, где $\xi_i = (1 - \bar{Y}_к)^2 +$

$\Delta I_к / I_\Sigma$. Коэффициенты $\varkappa_в$ и $\varkappa_к$ были вычислены по вихревой теории Р. М. Шихиной-Занозиной (1953 г.) для одновинтовой и двухвинтовой поперечной схем. В одновинтовой схеме эти коэффициенты зависят от относительного размаха крыла $\bar{l}_к$ (см. рис.2.2). В поперечной схеме главное влияние оказывают относительное расстояние $\bar{z}_*$ между осями винтов и направление вращения винтов. Результаты вычислений приведены в табл. 4.2 и 4.3 при

Таблица 4.2

Одновинтовая схема		
$\bar{l}_к$	1,0	2,0
$\varkappa_в$	0,8	0,5
$\varkappa_к$	0,15	0,7

Таблица 4.3

Поперечная схема			
μ	0,15	0,45	—
$\varkappa_в$	0,40	0,65	Внутреннее опережение
	0,10	—0,17	Внешнее опережение
$\varkappa_к$	0,13		Любое опережение

$\bar{y}_к = 0{,}2 \div 0{,}3$ и $\bar{z}_* = 1{,}8 \div 2{,}0$. Для продольной и соосной схем коэффициенты $\varkappa_к$ и $\varkappa_в$ могут быть определены по данным для одновинтовой схемы. Пересчет этих коэффициентов производится так же, как определяется средний коэффициент индуктивного взаимодействия $\varkappa_c$ в многовинтовых схемах (см. разд. 3.6).

Рассмотрим определение коэффициентов $\varkappa_в$ и $\varkappa_к$ для вертолета продольной схемы с крылом посередине. Обозначим через $\varkappa_{в1}$ и $\varkappa_{в2}$ коэффициенты индуктивного воздействия на крыло переднего и заднего несущих винтов соответственно. Тогда $\varkappa_в = \varkappa_{в1} + \varkappa_{в2}$. Если бы крыло находилось под винтом, как в одновинтовой схеме, то $\varkappa_в = \varkappa_в^{(од)}$, где $\varkappa_в^{(од)}$ определяется по табл. 4.2. В рассматриваемой компоновке крыло настолько сдвинуто назад, что $\varkappa_{в1} \approx 2\varkappa_в^{(од)}$. Несущий элемент перед собой практически не вызывает индуктивных скоростей. Поэтому $\varkappa_{в2} \approx 0$. Таким образом, $\varkappa_в = 2\varkappa_в^{(од)}$. Обозначим коэффициенты индуктивного воздействия крыла на передний и задний несущие винты через $\varkappa_{к1}$ и $\varkappa_{к2}$ соответственно. Тогда средний для двух винтов коэффициент индуктивного воздействия будет равен $\varkappa_к = (\varkappa_{к1} + \varkappa_{к2})/2$. По указанным соображениям применительно к коэффициентам $\varkappa_{в2}$ и $\varkappa_{в1}$ получим $\varkappa_{к1} \approx 0$ и $\varkappa_{к2} \approx 2\varkappa_к^{(од)}$. Следовательно, $\varkappa_к = \varkappa_к^{(од)}$, где $\varkappa_к^{(од)}$ определяется по табл. 4.2. Аналогичные результаты получим и для соосной схемы. Отметим, что если одно крыло заменить двумя крыльями того же размаха, расположенными под винтами и имеющими в два раза меньшие хорды, то коэффициенты $\varkappa_в$ и $\varkappa_к$ останутся теми же. В табл. 4.4 приведены для примера некоторые варианты вертолетов с крылом. На рис. 4.10 приведены кривые $\Delta I_к = f(\bar{Y}_к)$. Цифры, проставленные у кривых, соответствуют порядковым номерам табл. 4.4. Приведем пример расчета полного коэффициента индукции $I_э$. Рассмотрим одновинтовой вертолет на режиме полета при $\mu = 0{,}35$;

Таблица 4.4

Схема	$I_к$	$\overline{l}_к$	$\varkappa_к$	$\varkappa_в$	i_1	i_2
1 Одновинтовая	1	0,88	0,15	0,8	1,58	4,62
2. Одновинтовая	1	0,70	0,08	1,0	1,65	6,53
3. Продольная (соосная)	1	0,92	0,15	1,6	3,02	6,48
4. Продольная (соосная)	1	0,62	0,07	2,0	3,48	17,32
5. Поперечная (внешнее опережение)	1	2,1	0,13	0,04 $\overline{V}=0{,}22$	0,28	1,54
6. Поперечная с крылом обратного сужения (внутреннее опережение)	1,22	1,8	0,13	0,4 $\overline{V}=0{,}15$	0,72	2,3

$\alpha_э = -10°$. Пусть $\overline{l}_к = 0{,}88$ (вариант 1 в табл. 4.4) и $\overline{Y}_к = 0{,}2$. Из графиков на рис. 4.10 $\Delta I_к \approx 0{,}5$. По рис. 3.26 $I = 1{,}12$. Согласно зависимости (4.40) $I_э = 1{,}12 \cdot 0{,}64 + 0{,}5 = 1{,}218$. При $\overline{Y}_к = 0{,}1$ аналогично получим $I_э = 1{,}11$. Таким образом, при относительно малом размахе крыла (что целесообразно для уменьшения сопротивления на взлете) индуктивное сопротивление всей несущей системы при $\overline{Y}_к = 0{,}2$ будет больше, чем в варианте без крыла. Однако во многих случаях уменьшение профильного сопротивления компенсирует этот недостаток.

Теперь учтем влияние крыла на увеличение потребного угла атаки несущих винтов. Введем в уравнение (4.2) слагаемые $X_{iк}$, $X_{pк}$, $z\Delta X_{iн}$ и $\Delta X_{iк}$, т. е. индуктивное и профильное сопротивления крыла и дополнительное индуктивное сопротивление несущих винтов и крыла, обусловленное их взаимным воздействием. Тогда вместо соотношения (4.7) и (4.26) получим формулы для C_X/C_Y с учетом влияния крыла

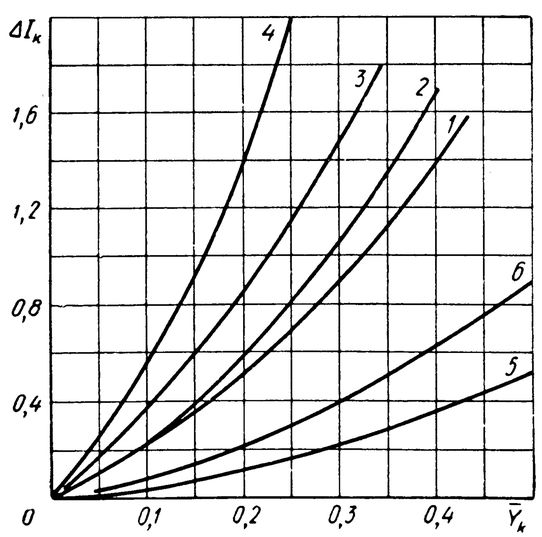


Рис. 4.10

$$\left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_0 = -\frac{1}{\overline{Y}_н}\left(4{,}8\cdot 10^{-3}V^2\hat{S}_э\Delta + \frac{59}{V^2}\frac{p}{\Delta}\Delta I_э\right) + \frac{1}{\overline{Y}_н}\left[\frac{P_R}{mg} - \left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_к \overline{Y}_к\right]; \quad (4.41)$$

$$\left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_\theta = \left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_0 - \frac{\theta}{\overline{Y}_н},$$

причем

$$\Delta I_э = \Delta I_c \overline{Y}_н^2 + \Delta I_к. \quad (4.42)$$

Установив $(C_X/C_Y)_0$, по графикам на рис. 4.2 найдем $\alpha_э$.

В общем случае, когда на вертолете установлено крыло, удельная мощность, потребная для горизонтального полета, согласно формулам (4.29), (4.30) и (4.34) может быть представлена в виде соотношения

$$\tilde{N}_{г.к} = \frac{N_p}{zY_н}\overline{Y}_н + \frac{V}{270}\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_к \overline{Y}_к + \tilde{N}_{iэ} + \tilde{N}_{вр}. \quad (4.43)$$

Определение отдельных слагаемых, входящих в эту зависимость, рассматривалось ранее.

Установим оптимальное распределение нагрузки между несущими винтами и крылом. Исследование этого распределения, связанного с выбором размеров крыла, производится при проектировании. Поэтому аэродинамическое сопротивление ненесущих элементов остается неизменным. Согласно соотношениям (4.40) и (4.32) коэффициент индукции всей несущей системы может быть представлен в виде

$$I_э = I_\Sigma + (I_\Sigma + i_2)\overline{Y}_к^2 - (2I_\Sigma - i_1)\overline{Y}_к. \quad (4.44)$$

Примем, что коэффициент I_Σ при установке крыла остается неизменным. Тогда удельная мощность, потребная на создание подъемной силы, $\tilde{N}_{Yэ} = \tilde{N}_{pэ} + \tilde{N}_{iэ} = \tilde{N}_Y + \Delta\tilde{N}_{Yк}$, где $\tilde{N}_Y$ — удельная мощность при отсутствии крыла, определяемая по соотношению (4.12) при неизменном значении C_T/σ; $\Delta N_{Yк}$ — дополнительная удельная мощность, обусловленная влиянием крыла, которая вследствие соотношений (4.31), (4.33) и (4.44) вычисляется по формуле

$$\Delta\tilde{N}_{Yк} = 0{,}218\frac{p}{V\Delta}\left[(I_\Sigma + i_2)\overline{Y}_к^2 - (2I_\Sigma - i_1 + \tilde{n}_p)\overline{Y}_к\right]. \quad (4.45)$$

Здесь $\tilde{n}_p = 4{,}6\tilde{P}\tilde{N}_p V\Delta/p$. Согласно табл. 4.1 примем $\tilde{P} \approx 0{,}784$. Тогда

$$\tilde{n}_p \approx 3{,}6\tilde{N}_p\frac{V}{p}\Delta. \quad (4.46)$$

При варьировании величины $\overline{Y}_к$ будет меняться угол $\alpha_э$ согласно соотношению (4.41) и величина $\tilde{N}_p$, как это следует из графиков на рис. 4.6 и 4.7. Однако расчеты показывают, что при тех изменениях в величинах $\alpha_э$, которые при этом имеют место, с достаточной точностью можно считать $\tilde{N}_p$ и коэффициент $\tilde{n}_p$ неизменными.

Найдем $\overline{Y}_{к\,opt}$, при котором величина $\Delta\tilde{N}_{Yк}$ будет наименьшей. Из уравнения $\frac{\partial\Delta(\tilde{N}_{Yк})}{\partial\overline{Y}_к} = 0$ получим

$$\overline{Y}_{к\,opt} = \frac{2I_\Sigma - i_1 + \tilde{n}_p}{2(I_\Sigma + i_2)}, \quad (4.47)$$

$$\Delta(\tilde{N}_{Yк})_{min} = -0{,}109(2I_\Sigma - i_1 + \tilde{n}_p)\frac{p}{V\Delta}\overline{Y}_{к\,opt}. \quad (4.48)$$

Из соотношения (4.45) непосредственно видно, что $\Delta\tilde{N}_{Y_к} = 0$ или $\tilde{N}_{Y_э} = \tilde{N}_Y$ при $\overline{Y}_к = 2\overline{Y}_{к\,opt}$. Если в зависимости (4.47) положить $\tilde{n}_p = 0$, то найдем $\overline{Y}_{кi}$, при котором $I_э = I_{э\,min}$, т. е. имеет место наименьшее индуктивное сопротивление системы. Согласно выражению (4.44) $I_{э\,min} = I_\Sigma - (2I_\Sigma - i_1)\overline{Y}_{кi}/2$, где

$$\overline{Y}_{кi} = \frac{2I_\Sigma - i_1}{2(I_\Sigma + i_2)}. \qquad (4.49)$$

Если $\overline{Y}_к = 2\overline{Y}_{кi}$, то $I_э = I_\Sigma$.

Рассмотрим применение приведенных формул и графиков на примере расчета мощности двигателей, потребной для горизонтального полета вертолета.

Пример 4.2. Определить удельную мощность двигателей, потребную для полета одновинтового вертолета со скоростью 300 км/ч при $\Delta = 1$, $C_Т/\sigma = 0{,}14$ и $p = 37{,}2$ кгс/м². Рассмотрим сначала вариант вертолета без крыла. Пусть $\omega R = 220$ м/с и $\hat{S}_э = 2{,}96\cdot10^{-4}$. Сначала находим $\overline{V} = 0{,}38$. По соотношению (4.7) при $\varkappa_c = 0$ и $P_R = 0$ получим $(C_X/C_Y)_0 = -0{,}127$ и из рис. 4.2 найдем $\alpha_э = -17{,}5°$. Вычисляем $\mu = \overline{V}\cos\alpha_э = 0{,}362$ и из рис. 3.26 находим $I = 1{,}185$. По формуле (4.16) определяем $\tilde{N}_i = 0{,}032$. По зависимости 4.13 находим $\tilde{N}_{вр} = 0{,}143$. Далее из рис. 4.6 для $C_Т/\sigma = 0{,}14$ определяем $N_p/zY_н = 0{,}14$. Удельная мощность, потребная для горизонтального полета на рассматриваемом режиме, по соотношению (4.22) равна $\tilde{N}_г = 0{,}315$. Приняв $\xi_{р.\,в} \approx 0{,}97$ и $\xi_т = 0{,}93$, получим $N_{д.\,г}/mg = 0{,}315 : (0{,}97\cdot0{,}93) = 0{,}35$ л.с./кгс.

Теперь установим крыло, имеющее $\overline{S}_к = 0{,}0365$ и $\overline{l}_к = 0{,}92$. Коэффициент подъемной силы крыла равен $c_{y_к} = 16p\overline{Y}_к/\overline{S}_к V^2\Delta = 2{,}34\overline{Y}_к$. Пусть $\overline{Y}_к = 0{,}2$. Тогда $c_{y_к} = 0{,}468$ и $(c_{xp}/c_y)_к = 0{,}025$. Из рис. 4.10 по кривой *1* (см. табл. 4.4) находим $\Delta I_к = 0{,}5$. Из формулы (4.41) при $P_R = 0$ получим $(C_X/C_Y)_0 = -0{,}179$. По рис. 4.2 $\alpha_э = -20{,}5$. Находим $\mu = 0{,}355$. Из рис. 3.26 $I = 1{,}28$. По формуле (4.40) $I_э = 1{,}21\cdot0{,}64 + 0{,}5 = 1{,}28$. Пересчетом данных варианта без крыла определяем $\tilde{N}_{iэ} = (0{,}032\cdot1{,}28) : 1{,}185 = 0{,}0345$ и $C_Т/\sigma = 0{,}8\cdot0{,}14 = 0{,}112$. По рис. 4.6 $N_p/zY_н = 0{,}145$ для $C_Т/\sigma = 0{,}12$. Наконец, по формуле (4.43) найдем $\tilde{N}_{г.\,к} = 0{,}299$. Отсюда $\tilde{N}_{д.\,г} = 0{,}332$. Таким образом, установка крыла при $\overline{Y}_к = 0{,}2$ снизила потребную мощность на 5,5%. При этом профильное сопротивление несущей системы уменьшилось на 15%, а индуктивное — увеличилось на 8%.

Если принять $\overline{Y}_к = 0{,}3$, то получим $c_{y_к} = 0{,}703$; $\left(\frac{c_{xp}}{c_y}\right)_к = 0{,}023$; $\Delta I_к = 0{,}88$; $\left(\frac{C_X}{C_Y}\right)_0 = -0{,}22$; $\alpha_э = -22{,}5°$; $\mu = 0{,}35$; $I = 1{,}26$; $I_э = 1{,}4$; $\tilde{N}_{iэ} = 0{,}038$; $N_р/zY_н = 0{,}147$; $\tilde{N}_{г.\,к} = 0{,}291$; $\tilde{N}_{д.\,г} = 0{,}322$. В этом случае потребная мощность уменьшилась на 8%, профильное сопротивление всей несущей системы стало меньше на 26%, а индуктивное — больше на 18%. По соотношениям (4.46)—(4.48) $\tilde{n}_p = 4{,}06$; $\overline{Y}_{к\,opt} = 0{,}425$, $\Delta\tilde{N}_{Yк\,min} = -0{,}0287$. Таким образом, наибольшее уменьшение потребной мощности в данном случае может быть около 10%. Отметим, что по зависимости (4.49) $\overline{Y}_{кi} = 0{,}07$.

Пример 4.3. Определить $\tilde{N}_{д.\,г}$ на скорости $V_{max} = 370$ км/ч для вертолета продольной схемы с данными, приведенными в примере 4.1. Вертолет снабжен небольшим крылом, которое установлено между несущими винтами. Примем $\overline{S}_к = 0{,}0612$; $\overline{l}_к = 0{,}62$; $\overline{Y}_к = 0{,}2$; $c_{y_к} = 0{,}45$; $(c_x/c_y)_к = 0{,}025$. По зависимости (4.41) определяем $(C_X/C_Y)_0$. В примере 4.1 получено $\Delta I_c \approx 0{,}53$. В данном

случае при наличии крыла ΔI_c должно быть больше. Согласно рис. 3.33 при $\alpha_э = -21°$, $\mu = 0{,}438$ и $\overline{y}_1 = 0{,}2$ имеем $\Delta I_c = 0{,}54$. Согласно рис. 4.10 (кривая *4*) $\Delta I_к \approx 1{,}4$. Тогда по (4.42) $\Delta I_э = 0{,}54\cdot0{,}64 + 1{,}4 = 1{,}75$. Приняв $P_R = 0$, получим по выражению (4.41), что $(C_X/C_Y)_0 = -0{,}175$. Из рис. 4.2 $\alpha_э \approx -22°$. Тогда $C_Т/\sigma = 0{,}8\cdot0{,}14 = 0{,}112$. Далее по рис. 4.6 $N_p/zY_н = 0{,}22$ для $C_Т/\sigma = 0{,}12$. По рис. 3.26 $I = 1{,}22$, а по рис. 3.33 $\Delta I_c = 0{,}56$, так что $I_э = (1{,}22 + 0{,}56)\,0{,}64 + 1{,}4 = 2{,}54$. По формуле (4.39) $\tilde{N}_{iэ} = 0{,}073$. Величина $\tilde{N}_{вр} = 0{,}136$, как в примере 4.1. Удельная мощность, потребная на профильное сопротивление крыльев, будет равна $0{,}0037\,V\overline{Y}_к\,(c_{xp}/c_y)_к = 0{,}00684$. Таким образом, $\tilde{N}_{г.\,к} = 0{,}22\cdot0{,}8 + 0{,}00684 + 0{,}073 + 0{,}138 = 0{,}394$, откуда $\tilde{N}_{д.\,г} = 0{,}425$. Сопоставляя полученную величину $\tilde{N}_{д.\,г}$ с результатами расчета в примере 4.1, видим, что в данном случае установка крыла практически не изменила мощности, потребной для полета. Профильное сопротивление при установке крыла уменьшилось на 15%, а индуктивное — увеличилось на 44%. По соотношениям (4.46)—(4.48) имеем $\tilde{n}_p = 6{,}05$; $\overline{Y}_{к\,opt} = 0{,}162$; $\Delta(\tilde{N}_Y)_{к\,min} = -0{,}014$, т. е. наибольшее уменьшение потребной мощности составит 3,5%. Индуктивное сопротивление можно снизить, увеличив размах крыла до $\overline{l}_к = 0{,}92$. При этом $\Delta I_к = 0{,}86$; $\tilde{N}_{iэ} = 0{,}060$ и $\tilde{N}_{г.\,к} = 0{,}381$. В этом случае $\tilde{N}_{д.\,г}$ уменьшается приблизительно на 4%, но увеличиваются потери силы тяги на взлете. При $\overline{l}_к = 0{,}92$ получим $\overline{Y}_{к\,opt} = 0{,}40$ и $\Delta(\tilde{N}_Y)_{к\,min} = -0{,}038$. Таким образом, наибольшее возможное уменьшение мощности будет 10%.

Из рассмотренных примеров следует, что установка небольшого крыла на вертолете не дает значительного аэродинамического эффекта. На меньших скоростях полета этот эффект будет еще слабее, так как увеличивается роль индуктивного сопротивления несущей системы и уменьшаются несущие возможности крыла, т. е. $Y_к$. Крыло может заметно увеличить V_{max} только при уменьшении ωR на этом режиме. При этом значительно уменьшается $\overline{Y}_н$ и увеличивается $\overline{Y}_к$. Несущий винт теряет возможности для выполнения функций движителя и органа управления. Относительные размеры крыла должны быть увеличены и необходима установка дополнительного движителя — воздушного винта. Если несущий винт переводится на режим самовращения, то вся мощность силовых установок передается дополнительному движителю. Характеристика располагаемой мощности определяется обычным путем *. Если часть мощности двигателей передается на несущий винт, то на дополнительный движитель приходится $N_д - N_{д.\,к}$, где $N_{д.\,к} = N_к/\xi$. Мощность, потребляемая несущим винтом, определяется по формулам (3.3)—(3.9).

Отметим, что в двухвинтовой поперечной схеме индуктивное воздействие несущих винтов на крыло зависит от направления их вращения. При внутреннем опережении, когда индуктивное сопротивление двухвинтовой несущей системы наименьшее, скорости, индуцируемые винтами у крыла, имеют наибольшую величину (см. рис. 3.36) и дополнительное индуктивное сопротивление $\Delta N_{iк}$

---

* См. любой курс аэродинамического расчета самолета с винтомоторной группой.

крыла увеличивается. При обратном направлении вращения, когда собственное индуктивное сопротивление винтов наибольшее, дополнительное индуктивное сопротивление крыла уменьшается, так как уменьшается скорость, индуцированная у крыла несущими винтами. Расчет показывает, что суммарное индуктивное воздействие приблизительно одинаково и коэффициент индукции $I_э$ при скорости полета $V \geqslant V_{эк}$ практически не зависит от направления вращения винтов. Следовательно, целесообразно применять винты с внутренним опережением, при котором в полете с малыми скоростями (когда $Y_к \leqslant 0$) индуктивное сопротивление несущей системы наименьшее. Это особенно важно при взлете перегруженного вертолета, который взлетает с разбегом и разгоном на воздушной подушке.

4.3. ЭКСТРЕМАЛЬНЫЕ РЕЖИМЫ ПОЛЕТА

На кривой потребной удельной мощности двигателей (рис. 4.11) имеется девять точек, которые соответствуют экстремальным значениям летно-технических характеристик вертолета. Точка *1* относится к режиму висения и статическому потолку. Точка *2* определяет наименьшую скорость V_{min} горизонтального полета при использовании номинальной мощности двигателей. Точка *8* устанавливает наибольшую скорость V_{max} при этой мощности. Точка *3* соответствует экономическому режиму полета, при котором затрачивается наименьшая мощность $N_{д\,min}$ двигателей. Скорость полета на этом режиме обозначается $V_{эк}$. Располагаемая мощность двигателей на номинальном режиме несколько увеличивается с увеличением скорости полета. Поэтому наибольший избыток $\Delta N_{д\,max}$ располагаемой мощности над потребной для горизонтального полета будет в точке *4* при скорости $V_c > V_{эк}$. Согласно соотношению (4.24) на этом режиме полета будет наибольшая вертикальная скорость $V_{y\,max}$. В точке *5* прямая, проведенная из начала координат, касается кривой удельной потребной мощности. При этом отношение $N_д/Vmg$ имеет наименьшее значение. Точка *6* соответствует полету с наименьшими затратами топлива на километр пути. Точка *7* характеризует крейсерский режим полета, так как при этом используется крейсерская мощность двигателей. Последняя точка *9* определяется максимальной (взлетной) мощностью двигателей и максимальной скоростью горизонтального полета.

Исследуем отдельные экстремальные режимы полета. Из соотношения (4.24) следует, что в случае остановки всех двигателей и планирования вертолета при самовращении несущих винтов в точке *3* будет наименьшая скорость снижения $V_{y\,min} = -75(\tilde{N}_г)_{min}$. Полученная при этом величина $V_{y\,min}$ будет больше действительной, так как $(\tilde{N}_г)_{min}$ определено при угле атаки $\alpha_э$, потребном для горизонтального полета. Для уточнения

величины наименьшей скорости снижения нужно найти $\alpha_{эа}$ из зависимости (3.6) по условию $m_к = 0$ и уточнить значение $(\tilde{N}_г)_{min}$.

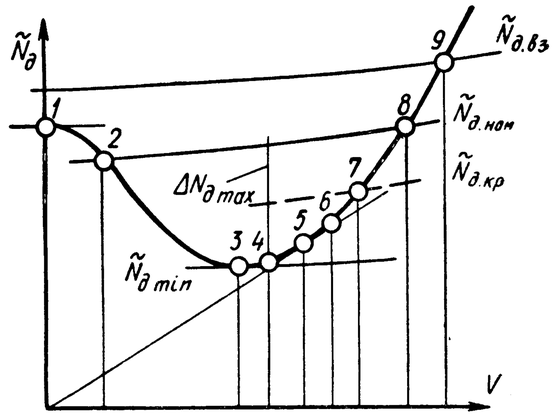


Рис. 4.11

Удельный расход c_e топлива турбовинтовых двигателей уменьшается с увеличением мощности двигателей до номинальной. В результате наименьший абсолютный расход топлива и, следовательно, наибольшая продолжительность полета будут при затрате мощности $N_д > N_{д\,min}$. Режим полета с наименьшей потребной мощностью близок к режиму минимума расхода топлива. Поэтому приближенно (в запас надежности расчета) можно рассчитать наименьший удельный часовой расход топлива по формуле $(\bar{Q}_ч)_{min} = (Q_ч/mg)_{min} \approx (c_e/\xi)\cdot(\tilde{N}_г)_{min}$ и по нему определять наибольшую продолжительность полета $t_{max} = \overline{mg}_т/(\bar{Q}_ч)_{min}$, где $\overline{mg}_т = (mg)_т/mg$ — относительный запас топлива на вертолете без топлива, нужного на взлет и посадку, а также аэронавигационного запаса. С небольшой ошибкой (в запас надежности) можно принять режим наибольшей скороподъемности совпадающим с экономическим режимом и определить $V_{y\,max}$ по соотношению (4.24) $V_{y\,max} \approx 75\,[\xi\tilde{N}_д - (\tilde{N}_г)_{min}]$. Выполнив такие вычисления для разных высот, строят график $V_{y\,max} = f(H)$ и находят практический динамический потолок $H_{пр}$, соответствующий $V_{y\,max} = 0{,}5$ м/с.

При большой величине $V_{y\,max}$ получим по соотношению (4.25) большой угол набора высоты θ. При этом согласно зависимости (4.3) уменьшится величина $\alpha_э$ и несколько возрастет значение $(\tilde{N}_г)_{min}$. Для вертолета продольной схемы величина $(\tilde{N}_г)_{min}$ при этом уменьшится, так как согласно зависимости (3.37) увеличится эффективное превышение заднего винта и уменьшится индуктивное взаимодействие.

При уменьшении ωR согласно зависимостям (4.6) и (4.14) увеличивается $C_Т$ и уменьшается $\tilde{N}_p$. Пусть, для примера, $\omega R = 220$ м/с, $V_{эк} = 170$ км/ч, $C_Т/\sigma = 0{,}12$; $\hat{S}_э\Delta = 2{,}5\cdot10^{-4}$; $\alpha_э = -6°$. При этом по рис. 4.6 $\tilde{N}_p = 0{,}068$ и $\tilde{N}_г = 0{,}154$. Уменьшив окружную скорость до $\omega R = 190$ м/с, т. е. на 15,5%, получим $C_Т/\sigma = 0{,}16$, $\tilde{N}_p = 0{,}053$, $\tilde{N}_г = 0{,}139$. Потребная мощность уменьшилась на 11%. В действительности уменьшение потребной мощности будет еще больше, так как в примере не учтено уменьшение коэффициента волнового сопротивления лопастей из-за уменьшения окружной скорости концов лопастей.

В случае остановки всех двигателей на режиме полета, соответствующего точке *5* на рис. 4.11, при планировании получим

по соотношению (4.25) $(V_y/V)_{\min}$, т. е. наименьший угол снижения $\theta_{\min}$. Для уточнения этой величины, как отмечалось выше, нужно определить $\alpha_{э.\,a}$ при $m_к = 0$ на этом режиме и найти $(\tilde{N}_г/V)_{\min}$ при этом значении угла атаки. Можно показать, что способность к самовращению при полете с горизонтальной скоростью сохраняется у несущего винта до c_{y0}, значительно превышающего границу срыва.

Теперь выясним, что означает $(\tilde{N}_д/V)_{\min}$ в горизонтальном полете. Для этого наряду с вертолетом рассмотрим автожир, имеющий одинаковые с ним силу тяжести, V, $N_{вр}$, ωR, k, D, σ и форму лопастей. Так как несущий винт автожира создает только подъемную силу, то мощность двигателей, потребная для горизонтального полета,

$$N_{д.\,а} = N_{г.\,а}/(\xi_a \eta_т), \tag{4.50}$$

где $\eta_т$ — коэффициент полезного действия воздушного винта, установленного на автожире; $\xi_а$ — коэффициент, учитывающий затраты мощности в редукторе (если он имеется);

$$N_{г.\,а} = N_{Ya} + N_{вр} = X_a V/270 \tag{4.51}$$

— мощность, потребная для горизонтального полета автожира. Так как $mg = Y_а$, по соотношениям (4.50) и (4.51) получим в случае автожира

$$\frac{\tilde{N}_{д.\,а}}{V} = \frac{X_a V}{270 Y_a V \xi_a \eta_т} = \frac{0{,}0037}{\xi_a K_a \eta_т}. \tag{4.52}$$

Здесь $K_а = Y_а/X_а$ — аэродинамическое качество автожира. Несущий винт вертолета создает подъемную силу как несущий винт автожира и необходимую горизонтальную силу тяги как воздушный винт на автожире. Мощность двигателей, потребная для горизонтального полета вертолета,

$$N_д = N_г/\xi. \tag{4.53}$$

Сопоставляя соотношения (4.50) и (4.53), заключаем, что при этом $N_г = N_{г.\,а}/\eta_н$ или

$$\eta_н = \frac{N_{г.\,а}}{N_г} = \frac{N_{Ya} + N_{вр}}{N_Y + N_{вр}} = \frac{m_{Ya} - \bar{V} C_X}{m_Y - \bar{V} C_X},$$

где $\eta_н$ — коэффициент полезного действия несущего винта как движителя. Определение $\eta_н$ по сопоставлению аэродинамических характеристик несущего винта на режимах самовращения и вертолетного полета было сделано и в работе [34].

Если определяется КПД несущего винта, лопасти которого закручены применительно к режиму самовращения, то его характеристики при большом наклоне оси вперед хуже, чем у винта с большой закруткой, и КПД низок. Если же оценивается по величине КПД винт, лопасти которого закручены для работы в условиях большого наклона, то его качество на режиме авторотации при положительном угле атаки ниже возможного и КПД оказывается слишком высоким, а на малых скоростях полета даже превышает единицу, что несовместимо с понятием КПД. Поэтому целесообразно движительную характеристику несущего винта определять по отношению $K_д = \eta_н/\eta_т = N_т/N_к$ [19], где $N_т$ — мощность, передаваемая на пропеллер автожира. При $K_д > 1$ несущий винт как движитель превосходит пропеллер. Величины $\eta_н$ и $K_д$ представляют интерес в связи с вопросом о целесообразности или нецелесообразности установки на вертолет дополнительного движителя для полетов на скоростях более 350 км/ч. Эти величины полезны также при выборе режима работы винтокрыла, на котором мощность двигателей может быть полностью передана или на несущий винт, или на пропеллер, или как-то перераспределена между ними. Расчетные исследования [19] привели к выводу, что если даже лопасти несущего винта винтокрыла имеют малую закрутку, рациональную для режима самовращения при большой скорости полета, то до скорости около 270 км/ч целесообразно всю мощность передать несущему винту. Расчеты показали также, что при малых скоростях полета $\eta_н$ близок к единице. С увеличением скорости полета и наклона эффективной оси винта КПД несущего винта как движителя уменьшается, но до скоростей 380—400 км/ч при закрутке в 14°—15° остается большим, чем КПД пропеллера.

По аналогии с зависимостью (4.52) будем иметь

$$\frac{\tilde{N}_д}{V} = \frac{0{,}0037}{\xi K_a \eta_н}. \tag{4.54}$$

Отсюда видно, что минимум отношения $\tilde{N}_д/V$ достигается при максимуме произведения $\xi K_a \eta_н$. Вертолет, у которого $pI_э/\Delta = 50$ и $\hat{S}_э \Delta = 2{,}5 \cdot 10^{-4}$, при $V = 250$ км/ч имеет $K_a \eta_н \approx 4{,}5$. Величина $K_a \eta_н$ связана с расходом топлива в полете. Средний относительный расход топлива на сто километров пути равен

$$\bar{q}_{100} = \frac{Q_ч}{V\,(mg)_c}\,100 = 100\,\frac{c_e N_д}{V\,(mg)_c} = \frac{c_e \tilde{N}_г}{\xi V}\,\frac{100}{1 - 0{,}5\,(\overline{mg})_{пт}}, \tag{4.55}$$

где $(mg)_c$ — средняя сила тяжести вертолета, определяемая по формуле

$$(mg)_c = mg - 0{,}5\,(mg)_{пт} = mg\,(1 - 0{,}5\,(\overline{mg})_{пт}), \tag{4.56}$$

а $(mg)_{пт}$ — сила тяжести топлива с учетом его затрат на взлет и посадку, но без аэронавигационного запаса. Если бы было $c_e = \mathrm{const}$, то при $(\tilde{N}_г/V)_{\min}$ и $\bar{q}_{100}$ достигало бы минимума. В действительности, как отмечалось, из-за уменьшения c_e с увеличением мощности двигателей (до номинальной) минимум $\bar{q}_{100}$ будет

при $V_6 > V_{к\eta} = V_5$ (точка *6* на рис. 4.11). Таким образом, при определении $\bar{q}_{100}$ на режиме $V = V_{к\eta}$ наименьший километровый расход топлива несколько завышается. По соотношениям (4.54) и (4.55) приближенно (в запас надежности) получаем

$$(\bar{q}_{100})_{\min} = \frac{0{,}37 c_e}{[1 - 0{,}5\,(\overline{mg})_{пт}]\xi\,(K_a\eta_н)_{\max}}.$$

Для ориентировки укажем, что в среднем $(\bar{q}_{100})_{\min} = 0{,}020 \div 0{,}025$.

Для оценки экономичности вертолета среди других характеристик представляет интерес величина количества топлива, потребная для перевозки на 100 км пути одного килограмма коммерческого груза *, т. е.

$$\tilde{q} = \frac{\bar{q}_{100}}{(\overline{mg})_к} = \frac{0{,}37}{[1 - 0{,}5\,(\overline{mg})_{пт}]}\,\frac{1}{K_*},$$

где $K_* = \xi K_a \eta_н\ (\overline{mg})_к / c_e$; $(\overline{mg})_к = (mg)_к / mg$. Коэффициент K_* является характеристикой качества всего вертолета, в которой отражены свойства всех его элементов, а $(\overline{mg})_к$ показывает, какую часть от общей силы тяжести составляет коммерческая нагрузка.

Экономические исследования [36] показывают, что для снижения стоимости перевозки 1 т груза на километр пути следует выполнять полет с использованием крейсерской мощности двигателей. При этом затрачивается топлива больше, чем на режиме наименьшего километрового расхода, но увеличение рейсовой скорости полета с избытком это компенсирует. С течением времени топливо выгорает и сила тяжести вертолета уменьшается. Поэтому расчет дальности полета производится по средней силе тяжести вертолета, определяемой соотношением (4.56). Зная часовой расход $Q_ч$ топлива двигателями, находим время полета $t = [(mg)_{п.\,т} - \Delta mg_{в.\,т})]/Q_ч$, где $\Delta\,(mg)_{в.\,т}$ — количество топлива, затрачиваемое на взлет, набор рабочей высоты, планирование и посадку. Дальность полета $L = t\,V_к + \Delta L$, где ΔL — расстояние по горизонту, проходимое при наборе высоты и планировании на посадку.

Важной характеристикой вертолета является его производительность П, которая определяется как произведение коммерческой нагрузки на крейсерскую скорость полета ($П = (mg)_к V_к$). Необходимо иметь в виду, что характеристика П должна определяться как средняя величина за год применения вертолета с учетом возможного снижения производительности в южных районах в летнее время из-за уменьшения располагаемой мощности. Как известно, увеличение температуры воздуха

* Аналогичный критерий был предложен М. Л. Милем [34].

на 10° приводит у газотурбинных двигателей к снижению мощности приблизительно на 9%. Отметим, что полет с максимальной скоростью может продолжаться не более пяти минут, т. е. столько времени, сколько возможно непрерывное использование взлетной мощности двигателей.

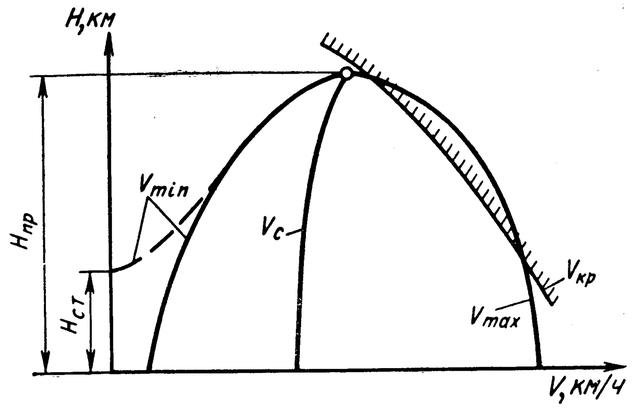


Рис. 4.12

Если перегруженный вертолет не имеет статического потолка ($N_{д0} > N_{вз}$), то нужно определить и $V_{\min}$, соответствующую $N_{вз}$. Эту скорость вертолет развивает разгоном на воздушной подушке. По результатам проведенных расчетов строят кривые $V_{\min}$, $V_{\max}$, $V_c = f\,(H)$. На рис. 4.12 для примера показана (пунктиром) кривая $V_{\min}$ при $H_{ст} > 0$. Сплошная линия $V_{\min}$ соответствует случаю, когда статический потолок отсутствует.

Найдем еще критическую скорость, при превышении которой появится частичный срыв обтекания в зоне азимутальных углов, близких к $3\pi/2$. Для каждой высоты полета определяем $\tilde{C}_т = C_т/\sigma c_{y\,\max}$. Приравнивая $\tilde{C}_т = \tilde{C}_{т\,кр}$, из кривой на рис. 3.20 находим $\mu_{кр}$ и вычисляем $V_{кр} = 3{,}6 \cdot \mu_{кр}\omega R/\cos\alpha_э$. На рис. 4.12 строим кривую $H = f\,(V_{кр})$.

Рассмотрим теперь вопрос об оптимальной высоте полета с заданной скоростью. Найдем Δ_{opt}, при которой $N_г$ имеет минимум при данной скорости полета. Согласно соотношениям (4.13) и (4.16) $N_{i\Sigma}^{(H)} = N_{i\Sigma}^{(0)}/\Delta$; $N_{вр}^{(H)} = N_{вр}^{(0)}\,\Delta$, а по зависимости (4.6) при $\omega R = \text{const}$ $C_т^{(H)} = C_т^{(0)}/\Delta$.

Таким образом, с увеличением высоты полета (и, следовательно, с уменьшением Δ) коэффициент силы тяги увеличивается. Из графиков на рис. 4.6 и 4.7 видим, что при рассматриваемой компоновке лопастей и увеличении $C_т/\sigma$ удельная мощность $N_p/zY_н$, затрачиваемая на преодоление профильного сопротивления лопастей, при $0{,}16 \geqslant (C_т/\sigma) \geqslant 0{,}12$ (что соответствует значению этой величины у современных вертолетов) и $V \leqslant V_к$ меняется мало. Поэтому примем, что $N_p^{(H)} \approx N_p^{(0)} \approx \text{const}$. Тогда $N_г^{(H)} \approx N_p^{(0)} + N_{i\Sigma}^{(0)}/\Delta + N_{вр}^{(0)}\,\Delta$. Из уравнения $dN_г^{(H)}/d\Delta = 0$ найдем

$$\Delta_{opt} \approx \sqrt{\frac{N_{i\Sigma}^{(0)}}{N_{вр}^{(0)}}}, \qquad (4.57)$$

$(N_г^{(H)})_{\min} \approx N_p^{(0)} + 2\sqrt{(N_{i\Sigma}N_{вр})^{(0)}}$. Отметим, что на высоте H_{opt} для данной скорости полета

$$N_{i\Sigma}^{(H)} \approx N_{вр}^{(H)}. \qquad (4.58)$$

Из зависимости (4.57) следует, что на малых скоростях полета, где $N_{i\Sigma}^{(0)} > N_{\text{вр}}^{(0)}$, с увеличением высоты полета $N_{\text{г}}^{(H)}$ будет увеличиваться. На больших V, при которых $N_{i\Sigma}^{(0)} < N_{\text{вр}}^{(0)}$, наоборот, с увеличением H потребная для полета мощность уменьшится.

Точка пересечения кривых $N_{\text{г}} = f(V)$ для двух высот замечательна тем, что вблизи ее выполняется условие (4.58). Согласно зависимостям (4.13) и (4.39) условие (4.58) выполняется при скорости полета $V_* = 10{,}5\,(pI_{\text{э}}/\widehat{S}_{\text{э}}\Delta^2)^{1/4}$.

Отметим, что по сложившейся традиции в аэродинамическом расчете вертолетов в мощности, потребной для полета, дополнительно учитывается только мощность, затрачиваемая на балансировку (например, мощность, потребляемая рулевым винтом). Однако в реальных условиях полета непрерывно возникают различные возмущения, которые требуют управляющего воздействия для возвращения вертолета в исходное положение. Таким образом, вертолет совершает малые колебания относительно положения равновесия. Эти колебания обусловлены как возмущениями, возникающими в атмосфере, так и ответными действиями летчика через управление. Соответственно этому и мощность, затрачиваемая на управление, меняется, колеблясь относительно величины, потребной для балансировки. Это заметно отражается на высоте практических потолков (статического и динамического) так как при малом избытке мощности на этих режимах ее может быть недостаточно для управления и вертолет будет снижаться.

4.4. ОПТИМАЛЬНАЯ КОМПОНОВКА ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩИХ ВИНТОВ ДЛЯ ПОЛЕТА С ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ

Совершенствование вертолета и повышение аэродинамического совершенства его ненесущих элементов приводит к увеличению доли мощности, затрачиваемой на несущий винт, и делает необходимым отыскание рациональной конфигурации его лопастей.

Решение задачи об оптимальной форме лопасти для режимов полета с горизонтальной скоростью стало возможным после разработки теории несущего винта, установившей связь между индуктивной скоростью, формой его лопастей и режимом полета. Первый шаг в решении этой задачи был сделан автором в 1955 г. Был получен простой приближенный метод, пригодный для умеренных скорости полета и скорости вращения винта, когда влияние сжимаемости воздуха в концевых сечениях лопасти еще не проявляется и отношение c_{xpr}/c_{yr} мало меняется по длине лопасти. Здесь c_{xpr} — средний по окружности сечения лопасти коэффициент профильного сопротивления, а c_{yr} — средний по той же окружности коэффициент подъемной силы. В этом методе рассматривались только средние по окружностям сечений индуктивные скорости и учитывалась, следовательно, их неравномерность только по длине лопасти. Такое решение задачи удовлетворительно для лопастей, имеющих горизонтальные шарниры. В 1956 г. Г. И. Майкапар рассмотрел вариационную задачу о минимуме потерь мощности несущего винта с конечным числом лопастей. Решение этой задачи не было доведено до приложений.

Для исследования винтов с жестким или упругим креплением лопастей необходим учет неравномерности индуктивных скоростей и по окружностям их сечений. Кроме того, необходимо было уточнить решение и для шарнирного винта, так как увеличение нагрузки на ометаемую винтом площадь повышает значение индуктивного сопротивления в общем балансе потребляемой мощности. Был разработан метод определения формы лопастей несущего винта, при которой мощность, потребная на создание заданной подъемной силы, будет наименьшей [2]. Однако несущий винт вертолета, создавая подъемную силу, является и движителем. Движительные возможности несущего винта зависят от наклона его оси. В то же время при достаточно большой скорости полета от наклона оси винта зависит и мощность, затрачиваемая на преодоление его профильного сопротивления. Таким образом, стало необходимым общее решение задачи при заданных подъемной силе и горизонтальной силе тяги.

В разд. 3.2 была обоснована допустимость дисковой вихревой теории для расчета интегральных аэродинамических характеристик несущего винта при $(C_{\text{т}}/k) \leqslant 0{,}003$ и $(\mu/k) < 0{,}1$. Отыскание оптимальной компоновки лопастей обязательно связано с осреднением аэродинамических характеристик по окружностям сечений лопастей. Поэтому для этой цели можно использовать более «грубую» теорию, чем при определении аэродинамической нагрузки на лопасть, которая меняется с изменением ее азимутального положения и должна быть рассчитана с учетом истинных индуктивных скоростей.

Г. И. Майкапар в 1957 г. сопоставил расчетно-теоретическим путем среднюю по времени индуктивную скорость, соответствующую бесконечно большому числу лопастей, и истинную скорость, которая находится по лопастной теории. Он установил, что для $\mu = 0{,}4$ только при $k = 6$ истинная индуктивная скорость мало отличается от средней. Ранее отмечалось, что это различие зависит от расстояния между осями свободных вихрей. Поэтому можно ожидать, что при $k > 6$ малое различие в истинных и средних индуктивных скоростях сохранится до $\mu/k \leqslant 0{,}067$. Это ограничение и примем в запас надежности как условие применимости дисковой вихревой теории к вариационным задачам компоновки лопастей.

Коэффициент мощности несущего винта, потребной на создание подъемной и движительной сил, определяется по зависимостям (3.6)—(3.8). По соотношению (3.208) из работы [2] коэффициент

мощности, затрачиваемой на образование подъемной силы, может быть представлен в виде

$$m_Y = 2{,}13C_{\text{Т}} \int\limits_{\bar r_0}^{1} (q_3 + 0{,}53C_{\text{Т}} q_1 \tilde\Gamma)\, \tilde\Gamma\, d\bar r + \Delta m_p. \qquad (4.59)$$

Здесь

$$q_3 = \frac{c_{xpr}}{c_{yr}} F_5(\bar r, \mu);\quad q_1 = \frac{\bar r F_4(\bar r, \mu)}{2\bar V};\quad F_5(\bar r, \mu) = \frac{\bar r^2(\bar r^2 + 1{,}5\mu^2)}{\bar r^2 + 0{,}5\mu^2}.$$

Коэффициенты c_{xpr} определяются по соотношению (3.173), а c_{yr} — по (3.78) из работы [2]. Величина Δm_p находится по зависимости (3.22). Значение $F_4(\bar r, \mu)$ вычисляется по формулам (3.27). При составлении формулы (4.59) принято $\varkappa = 0{,}94$ и в выражении для определения $F_5(\bar r, \mu)$ для простоты $\bar V$ заменено на μ.

Предварительным расчетом установлены величины $\bar V$, $\alpha_э$, $C_{\text{Т}}$ и σ, которые считаем известными.

Для выбора оптимального распределения по лопасти c_{yr} нужно иметь осредненные поляры профилей в расчетных сечениях. Задаваясь произвольными величинами угла $\varphi_э$ при неизменном значении β_1, определяемом по формуле (2.80) из работы [2], получим углы атаки сечения лопасти для различных углов ψ [13]. Произведя необходимые вычисления, определим $c_{yr} = f(c_{xpr})$. При выполнении этих расчетов целесообразно воспользоваться вспомогательными графиками, приведенными в работе [19].

Коэффициент горизонтальной составляющей силы тяги находится по зависимости (3.9). Коэффициент продольной силы удобно представить аналогично выражению (4.59). Тогда, согласно соотношениям (3.81)—(3.118) из работы [2], получим

$$C_H = C_{\text{Т}} \left\{ \int\limits_{\bar r_0}^{1} \left[q_5 + g_3 + 0{,}565 C_{\text{Т}} \left(\frac{g_2}{\bar r} - g_4 \right) \tilde\Gamma \right] \tilde\Gamma\, d\bar r + 1{,}06 c_0 a_{10} \right\}, \qquad (4.60)$$

где

$$q_5 = 2{,}13\mu \frac{c_{xpHr}}{c_{yr}} F_8(\bar r, \mu);\quad F_8(\bar r, \mu) = \frac{\bar r^2}{\bar r^2 + 0{,}5\mu^2};$$

$$g_3 = 1{,}6\mu^2(1 + 1{,}7\mu^2)\operatorname{tg}\alpha_э;\quad g_4 = 1 + 1{,}8\mu^2;$$

g_2 и c_0 определяются по формулам (3.27) и (3.28). Величина c_{xpHr} вычисляется по соотношению (3.87) из работы [2].

Согласно расчетам небольшие изменения в форме лопасти несущего винта практически не влияют на величину a_{10} продольного угла наклона оси конуса, описываемого лопастями. В полете со скоростью около 350 км/ч потребная горизонтальная составляющая аэродинамической силы несущего винта достаточно велика и должна быть принята во внимание при выборе целесообразной конфигурации лопасти. Тогда задача может быть сформулирована так: при заданных $C_{\text{Т}}$ и C_X найти $\bar b = f(\bar r)$ и $\varphi_э = f_1(\bar r)$, при которых m_Y будет иметь наименьшее значение для данного μ. Согласно соотношению (3.6) и (3.8) при этом и $m_к$ будет минимальным.

Целесообразное распределение c_{yr} можно установить сразу. Из расчетов известно, что даже при $\mu \approx 0{,}49$ ($\bar V = 0{,}54$) профильное и волновое сопротивление лопастей влияет только на небольшую часть пропульсивной силы, что соответствует приблизительно десятой части мощности, затрачиваемой на преодоление профильного и волнового сопротивления несущего винта. Поэтому c_{yr} следует определять по условию наименьшего из возможных значений c_{xpr}/c_{yr} в данном сечении. В табл. 4.5 приведены значения относительной толщины $\bar c$ профилей сечений лопасти и ориентировочные величины c_{yr}, c_{xpr}/c_{yr}, c_{xpHr}/c_{yr} для $\bar V = 0{,}44$; $\alpha_э = -15°$; $\mu = 0{,}425$; $C_{\text{Т}} = 0{,}0158$; $\sigma = 0{,}11$; $\gamma = 6$.

Таблица 4.5

$\bar r$	0,15	0,35	0,55	0,75	0,95
$\bar c$	0,12	0,12	0,12	0,09	0,06
c_{yr}	0,21	0,415	0,41	0,37	0,27
c_{xpr}/c_{yr}	0,10	0,014	0,030	0,044	0,050
c_{xpHr}/c_{yr}	0,16	0,038	0,025	0,020	0,015

При большом наклоне винта вперед увеличиваются углы $\alpha(\bar r, \psi)$ атаки сечений в концевой части лопасти в области $220° < \psi < 320°$. Вследствие этого увеличивается c_{xp} в этой зоне, что приводит к росту c_{xpr}/c_{yr} и уменьшению c_{xpHr}/c_{yr} в концевых сечениях. В зоне обратного обтекания в сечениях $\bar r < -\mu \sin\psi$ для $250° < \psi < 290°$ сила профильного сопротивления направлена по движению лопасти, что из-за значительности этой зоны при $\mu = 0{,}425$ весьма увеличивает c_{xpHr}/c_{yr} в комлевой части лопасти. Теперь интеграл в соотношении (4.59), определяющий m_Y, зависит только от одной неизвестной функции $\tilde\Gamma$. При этом считаем, что $\alpha_э$ неизменно и равно потребной величине $\alpha_э$.

Итак, нужно найти функцию $\tilde\Gamma_{\text{opt}}(\bar r)$, при которой интеграл, входящий в зависимость (4.59), имеет наименьшее значение при

условиях $C_T = \text{const}$ и $C_X = \text{const}$. Первое условие означает выполнение соотношения (1.28), а второе, согласно зависимости (3.9) и дополнительному условию $\alpha_э = \text{const}$, приводит к постоянству коэффициента C_H. Считая величину a_{10} постоянной, из зависимости (4.60) условие $C_X = \text{const}$ получим в виде

$$\int_{\bar r_0}^{1} \left[q_5 + g_3 + 0{,}565 C_T \left(\frac{g_2}{\bar r} - g_4\right)\tilde\Gamma\right]\tilde\Gamma\, d\bar r = \tilde H. \qquad (4.61)$$

Тогда $\tilde\Gamma_{opt}$ найдется из уравнения $dL/d\tilde\Gamma = 0$, где

$$L = (q_3 + 0{,}53 C_T q_1 \tilde\Gamma)\tilde\Gamma - a\bar r\tilde\Gamma + l\,[q_5 + g_3 + 0{,}565 C_T (g_2/\bar r - g_4)\tilde\Gamma]\,\tilde\Gamma.$$

Выполнив дифференцирование и решив уравнение относительно $\tilde\Gamma_{opt}$, получим

$$\tilde\Gamma_{opt} = \frac{0{,}94}{C_T}\,\frac{a\bar r - q_3 - lq_4}{q_1 + lq_2}, \qquad (4.62)$$

где $q_4 = q_5 + g_3$, $q_2 = 1{,}06\,[(g_2/\bar r) - g_4]$. Постоянные a и l определяются по условиям (1.28) и (4.61). Подставив выражение (4.62) в соотношение (1.28), определим

$$a = \frac{1}{Q_0}\left(\frac{C_T}{1{,}88} + Q_3\right) + l\,\frac{Q_4}{Q_0}, \qquad (4.63)$$

где

$$Q_0 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r^2\, d\bar r}{q_1 + lq_2}, \quad Q_3 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r q_3\, d\bar r}{q_1 + lq_2}, \quad Q_4 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r q_4\, d\bar r}{q_1 + lq_2}.$$

Далее подставляем выражение (4.63) в формулу (4.62) и полученный результат — в соотношение (4.61). В итоге будем иметь уравнение, содержащее только одну неизвестную константу l:

$$A_2 l^2 + A_1 l + A_0 = 0, \qquad (4.64)$$

где

$$A_2 = \frac{1}{2} R_4 + \frac{Q_4}{Q_0}\left(\frac{1}{2}\,\frac{Q_4}{Q_0} R_0 - S_4\right);$$

$$A_1 = \frac{Q_4}{Q_0}(Q_4 - S_3) + \frac{1}{Q_0}\left(\frac{C_T}{1{,}88} + Q_3\right)\left(\frac{R_0}{Q_0} Q_4 - S_4\right) - P_4 + G_0,$$

$$A_0 = \frac{1}{Q_0}\left(\frac{C_T}{1{,}88} + Q_3\right)\left[Q_4 - S_3 + \frac{1}{2}\,\frac{R_0}{Q_0}\left(\frac{C_T}{1{,}88} + Q_3\right)\right] -$$
$$- P_3 + \frac{1}{2} R_3 - \tilde H\,\frac{C_T}{0{,}94};$$

$$P_3 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{q_3 q_4\, d\bar r}{q_1 + lq_2}; \quad P_4 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{q_4^2\, d\bar r}{q_1 + lq_2};$$

$$R_0 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r^2 q_2\, d\bar r}{(q_1 + lq_2)^2}; \quad R_3 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{q_2 q_3^2\, d\bar r}{(q_1 + lq_2)^2};$$

$$R_4 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{q_2 q_4^2\, d\bar r}{(q_1 + lq_2)^2}; \quad S_3 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r q_2 q_3\, d\bar r}{(q_1 + lq_2)^2};$$

$$S_4 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r q_2 q_4\, d\bar r}{(q_1 + lq_2)^2}; \quad G_0 = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{q_2 q_3 q_4\, d\bar r}{(q_1 + lq_2)^2};$$

В частном случае, когда $l = 0$ и $q_3 = 0$ (т. е. $c_{xpr} = 0$), получим относительную циркуляцию $\tilde\Gamma_{opt\,1}$, при которой имеет место наименьшее индуктивное сопротивление при заданной силе тяги. По соотношению (4.63)

$$a_{(1)} = \frac{C_T}{1{,}88 Q_0^{(1)}}, \quad Q_0^{(1)} = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r^2\, d\bar r}{q_1},$$

так что по выражению (4.62) $\tilde\Gamma_{opt\,1} = \bar r/2Q_0^{(1)} q_1$. На рис. 4.13 приведена эпюра $\tilde\Gamma_{opt\,1}$ для $\mu = 0{,}425$. Этот частный случай подробно рассмотрен в работе [2].

Во втором частном случае при $l = 0$, т. е. при отсутствии ограничения (4.61), получим относительную циркуляцию $\tilde\Gamma_{opt\,2}$, при принятом $\alpha_э$, обеспечивающую наименьшее значение мощности, потребной на создание заданной силы тяги, т. е. мощности, идущей на преодоление профильного и индуктивного сопротивления лопастей несущего винта. Из соотношения (4.62) находим $\tilde\Gamma_{opt\,2} = 0{,}94\,(a_{(2)}\bar r - q_3)/C_T q_1$, где по выражению (4.63)

$$a_{(2)} = \frac{1}{Q_0^{(1)}}\left(\frac{C_T}{1{,}88} + Q_3^{(1)}\right), \quad Q_3^{(1)} = \int_{\bar r_0}^{1} \frac{\bar r q_3}{q_1}\, d\bar r.$$

Окончательно получим $\tilde\Gamma_{opt\,2} = \tilde\Gamma_{opt\,1} + \Delta\tilde\Gamma_{opt\,2}$, где

$$\Delta\tilde\Gamma_{opt\,2} = \frac{0{,}94}{C_T}\left(\frac{Q_3^{(1)}}{Q_0^{(1)}}\,\frac{\bar r}{q_1} - \frac{q_3}{q_1}\right).$$

На рис. 4.13 показана эпюра $\tilde\Gamma_{opt\,2}$, соответствующая исходным данным, приведенным в табл. 4.5. Этот частный случай рассмотрен в работе [2] для $\bar V = 0{,}25$.

В общем случае предварительными расчетами устанавливаем $(C_X/C_Y)_0$, допустимое C_H/C_T при принятом $\alpha_э$ и константу $\tilde H = C_H/C_T - 1{,}06 c_0 a_{10}$ (в рассматриваемом примере $\tilde H = -0{,}08$).

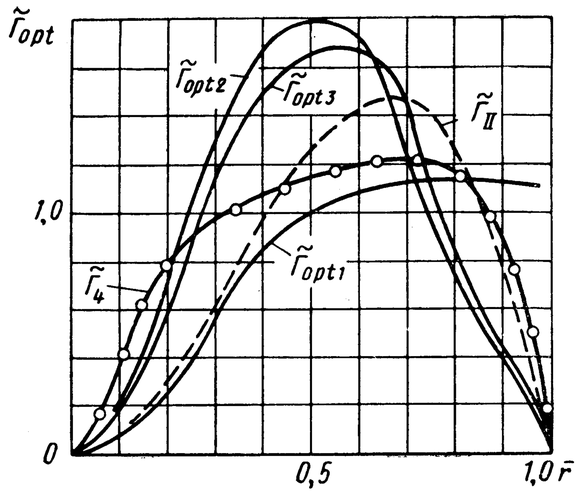


Рис. 4.13

Далее решаем уравнение (4.64). Неизвестная постоянная l входит в знаменатели подынтегральных функций выражений Q_i, P_i, R_i и S_i. Вычисляем функцию $f(l) = A_2 l^2 + A_1 l + A_0$. Заметим, что $f(0) = A_0^{(1)}$, причем выражение $A_0^{(1)}$ определяется величинами $Q_0^{(1)}$, $Q_3^{(1)}$, $Q_4^{(1)}$, $S_3^{(1)}$ и $R_0^{(1)}$, подынтегральные функции которых в знаменателе содержат только q_1. Для уменьшения объема вычислений целесообразно найти $f(l_1)$, где l_1 — корень уравнения $A_2^{(1)} l_1^2 + A_1^{(1)} l_1 + A_0^{(1)} = 0$. Сопоставляя значения $f(0)$ и $f(l_1)$, устанавливаем следующее целесообразное значение $l = l_2$ так, чтобы кривая $f(l)$, построенная по трем точкам, пересекалась с осью абсцисс. Тем самым будет определен корень уравнения (4.64). В рассматриваемом примере $l = 0{,}3$. По формуле (4.63) находим $a = 0{,}0324$. На рис. 4.13 приведена эпюра $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,3}$, соответствующая этому случаю. Учет движительных свойств несущего винта сдвинул несколько эпюру циркуляции вправо, увеличив нагрузку на концевую часть лопасти при $\bar{r} > 0{,}63$ и уменьшив ее в средней и комлевых частях. Эпюра $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,3}$ несколько отличается от эпюры $\tilde{\Gamma}_{\text{II}}$, введенной в первом приближении в расчет истинных углов $\alpha(\bar{r}, \psi)$ атаки сечений лопасти при определении c_{xpr} и c_{yr}. Однако изменения величины c_{xpr}/c_{yr} по этой причине не выходят за границы общей точности получаемых результатов.

Теперь установим оптимальное очертание лопастей в плане. Из соотношения (3.80) в работе [2] имеем

$$\sigma\tilde{b} = 2{,}13\,\frac{C_{\text{T}}}{c_{yr}}\,\frac{\bar{r}\tilde{\Gamma}}{\bar{r}^2 + 0{,}5\mu^2}. \qquad (4.65)$$

На рис. 4.14 представлена кривая $\sigma\tilde{b}$ *3*, соответствующая эпюре

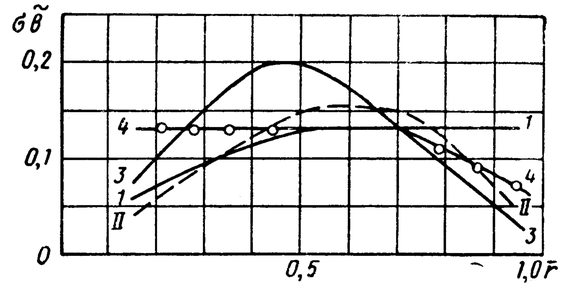


Рис. 4.14

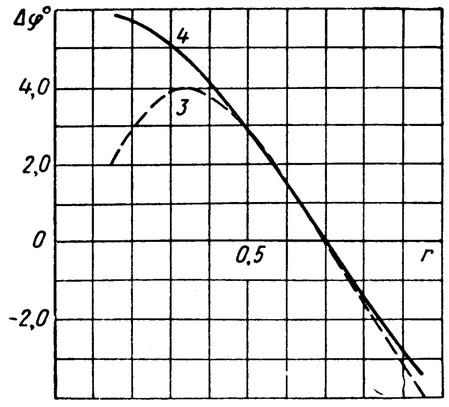


Рис. 4.15

$\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,3}$ и значениям c_{yr} из табл. 4.5. Оптимальная лопасть сильно сужается к концевой и комлевой частям. Сужение в концевой части снижает профильное и волновое сопротивление, а в комлевой — индуктивное. На рис. 4.14 имеются еще эпюры $\sigma\tilde{b}$ с индексами *1* и *II*, соответствующие относительным циркуляциям $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,1}$ и $\tilde{\Gamma}_{\text{II}}$ при c_{yr}, взятом из табл. 4.5. Лопасть *1* при $\bar{r} \geqslant 0{,}55$ сохраняет постоянную ширину и сужается в комлевой части. Эта лопасть обеспечивает винту наименьшее индуктивное сопротивление. Здесь же помещена еще эпюра *4*, которая на участке $\bar{r} \leqslant 0{,}7$ имеет прямоугольную форму и значительное сужение в концевой части: хорда на конце лопасти в два раза меньше. На рис. 4.13 приведена эпюра $\tilde{\Gamma}_4$, вычисленная по формуле (4.65) по c_{yr} из табл. 4.5 и графику $\sigma\tilde{b}$ с индексом *4* на рис. 4.14.

Теперь устанавливаем необходимую крутку лопасти. Зная $\sigma\tilde{b}$, по формуле (3.12) вычисляем $\tilde{c}$ и по (3.32) и (3.30) $\tilde{\Gamma}_\alpha$ и $\tilde{\Gamma}_\varphi$. Углы установки сечений лопасти $\varphi_э$ определим по зависимости (3.29): $\varphi_э = (\tilde{\Gamma} - \tilde{\Gamma}_\alpha \operatorname{tg} \alpha_э)/\tilde{\Gamma}_\varphi$. Величина $\tilde{\Gamma}$ берется с графиков на рис. 4.13. На рис. 4.15 приведены эпюры $\Delta\varphi = f(\bar{r})$, полученные указанным путем для винтов *3* и *4*. Крутка лопастей для $\bar{r} > 0{,}4$ имеет линейный характер. В комлевой части для винта *4* углы установки сечений больше, чем для винта *3*. Это объясняется тем, что лопасть *4* в комлевой части шире, более нагружена и, следовательно, дает больший индуктивный скос потока, чем лопасть *3*. Суммарная закрутка $\Delta\varphi_\Sigma$ между сечениями $\bar{r} = 0{,}4$ и $\bar{r} = 0{,}95$ составляет 7,4°. Соответствующая эквивалентная линейная крутка по всей длине лопасти будет 13°—14°.

Таким образом, определены все геометрические параметры оптимальной лопасти, которые соответствуют исходным расчетным условиям. Среди этих условий был и угол $\alpha_э$, установленный предварительным расчетом, т. е. приближенно, без полного учета влияния формы лопасти. Однако эта приближенность не окажет заметного влияния, так как небольшие изменения $\alpha_э$ мало скажутся на эпюре $\tilde{\Gamma}_{\text{opt}\,3}$. Основанием для этого является также и то, что практически реализуемая форма лопасти будет отличаться от оптимальной по конструктивно-технологическим соображениям.

Теперь сопоставим мощности, потребные для полета вертолета с разными несущими винтами, формы лопастей которых были рассмотрены. Найдем затраты мощности на профильное и волновое сопротивление лопастей и установим их индуктивное сопротивление. Из соотношения (4.59) и сопоставления его с зависимостью (3.23) получим

$$\frac{m_p}{C_{\text{T}}} = 2{,}13 \int_{\bar{r}_0}^{1} q_3 \tilde{\Gamma}\, d\bar{r} + \frac{\Delta m_p}{C_{\text{T}}},$$

$$\frac{m_i}{C_{\text{T}}} = 0{,}284\,\frac{C_{\text{T}}}{\bar{V}}\, I,$$

где

$$I = 4\bar{V}\int_{\bar{r}_0}^{1} q_1\tilde{\Gamma}^2\, d\bar{r}.$$

В табл. 4.6 приведены результаты расчетов при следующих исходных данных: $C_T = 0{,}0158$; $\bar{V} = 0{,}44$; $(C_X/C_T)_0 = -0{,}1$; $\Delta m_p/C_T = 0{,}0068$; $\alpha_э = -15°$. Для сравнения в таблицу введен винт с индексом 0. Это винт с прямоугольными лопастями, линейно закрученными на $\Delta\varphi_\Sigma = 5°$. Эпюра циркуляции этого винта близка к эпюре $\tilde{\Gamma}$ для $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$ и $\alpha_э = -20°$ на рис. 3.19. Из табл. 4.6 следует, что винт *4* затрачивает мощности только на 2,5% больше, чем оптимальный винт *3* и на 7,5% меньше, чем винт 0.

Таблица 4.6

Аэродинамическая характеристика	Тип винта			
	3	4	1	0
m_p/C_T	0,0384	0,0426	0,0471	0,0483
m_i/C_T	0,0154	0,0138	0,0114	0,0156
m_Y/C_T	0,0538	0,0568	0,0585	0,0639
$m_к/C_T$	0,0978	0,1004	0,1025	0,1079
I	1,51	1,35	1,12	1,52
N_Y/N_{Y3}	1	1,05	1,087	1,188
$N_к/N_{к3}$	1	1,025	1,045	1,10
N_p/N_{p3}	1	1,11	1,225	1,252
N_i/N_{i3}	1	0,895	0,745	1,01
$N_p/N_к$	0,392	0,426	0,460	0,449
$N_i/N_к$	0,158	0,137	0,111	0,144
$N_{вр}/N_к$	0,450	0,437	0,429	0,407

При отыскании оптимальных циркуляций для переднего и заднего винтов в продольной схеме примем допущения о том, что воздействием заднего винта на передний можно пренебречь и, следовательно, передний винт можно рассматривать как одиночный, т. е. предположим, что $\bar{x}_* \geqslant 1{,}5$. Тогда к переднему винту применимо уравнение (4.62) для оптимальной циркуляции. Оптимальная же циркуляция для заднего винта должна быть определена с учетом индуктивного воздействия переднего.

В работе [2] рассмотрен вопрос об определении циркуляции $\tilde{\Gamma}_{2\mathrm{opt}\,1}$ заднего винта, обеспечивающей ему наименьшее индуктивное сопротивление, при отсутствии превышения заднего винта над передним ($\bar{y}_1 = 0$). В работе [14] эта задача решена в общем случае с учетом профильного сопротивления при $\bar{y}_1 > 0$. Оказалось, что при одинаковом очертании в плане переднего и заднего винтов закрутка заднего винта должна быть несколько большей. Однако при одинаковой форме лопастей потребная мощность только на 2% больше, чем при оптимальной закрутке заднего винта. В работе [14] также рассматривается вопрос об оптимизации лопастей несущих винтов, расположенных по соосной и поперечной схемам.

Сопоставляя рациональные компоновки лопастей несущего винта для режима висения и полета с крейсерской скоростью (см. рис. 2.16, 2.17 и 4.14, 4.15), заключаем, что формы лопастей мало отличаются. Это особенность вертолета. Следовательно, винт, форма лопастей которого является средней между рациональной для режима висения и рациональной для крейсерского режима, будет вполне хорошим и для этих крайних режимов полета.

ГЛАВА 5

ПРИБЛИЖЕННЫЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ВЕРТОЛЕТОВ

При оценке летно-технических характеристик вертолета во многих практических ситуациях возникает необходимость быстро определить ту или иную его характеристику. Чаще нужда в этом появляется в начальной стадии проектирования, когда контуры вертолета только намечаются и нужно выяснить влияние изменения того или иного параметра; при анализе данных, полученных в полете или при его подготовке; при критическом осмысливании некоторых публикаций. Кроме того, такой расчет полезен в определении нулевого приближения при подготовке исходных данных для параметрических исследований на ЭВМ и установлении минимального диапазона изменения параметров в целях сокращения потребного для вычисления машинного времени. В этом разделе излагается приближенный метод аэродинамического расчета [15], который с достаточной точностью отвечает перечисленным требованиям.

5.1. ВИСЕНИЕ И ПОДЪЕМ ПО ВЕРТИКАЛИ

Из формулы (2.25), приняв указанные при ней рекомендации по величине c_{xp0}/c_{y0}, получим для прямоугольных лопастей с небольшим сужением в концевой части и $\Delta\varphi_\Sigma = 7°$ коэффициент индукции $I_0 \approx 1{,}035$ и

$$\tilde{N}_0 \approx 0{,}05\overline{\mathrm{T}}\,(\bar{u} + 0{,}61\sqrt{p\overline{\mathrm{T}}/\Delta}), \qquad (5.1)$$

где $\tilde{N}_0 = (N_0/gm)$ — удельная мощность, потребная для висения; $\bar{u} = \omega R/220$ — коэффициент, приближенно учитывающий небольшие изменения окружной скорости. Приближенность заключается в том, что коэффициент c_{xp0} профильного сопротивления лопастей определен при $\omega R = 220$ м/с и остается неизменным при изменении ωR.

Расчеты показывают, что снижение потребной мощности на 1% приводит к увеличению статического потолка приблизительно на 0,25 км при высотных двигателях. В случае невысотных двигателей $\Delta H_{\text{ст}} \approx 0{,}12$ км. Подставляем принятое значение I_0 в зависимость (2.26). Тогда $V_{y0} \approx 117\Delta\tilde{N}_0/\overline{\mathrm{T}}_V$ м/с, где $\Delta\tilde{N}_0 = \xi\tilde{N}_{\text{д}} - \tilde{N}_0$, а $\tilde{N}_{\text{д}} = N_{\text{д}}/mg$ — удельная мощность двигателей, используемая при подъеме по вертикали. Для парирования нисходящего потока со скоростью около 2 м/с нужен избыток удельной мощности $\Delta\tilde{N}_0 \approx 0{,}018$, что составляет 6—8% от $\bar{N}_0$ — удельной мощности, потребной для висения.

Найдем приближенно мощность, потребляемую рулевым винтом на режиме висения. Сила тяги рулевого винта, нужная для балансировки вертолета относительно вертикальной оси, согласно соотношению (2.21) равна $T_{\text{р. в}} = 75mg\tilde{N}_0\,\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}}/\omega R \times (1+\bar{R}_{\text{р. в}})$. Эффективная нагрузка на ометаемую рулевым винтом площадь $(p\overline{\mathrm{T}})_{\text{р. в}} = \mathrm{T}_{\text{р. в}}/F_{\text{р. в}}$. Следовательно,

$$(p\overline{\mathrm{T}})_{\text{р. в}} = 0{,}34\,\frac{p\tilde{N}_0\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}}}{\bar{u}\bar{R}^2_{\text{р. в}}(1+\bar{R}_{\text{р. в}})}. \qquad (5.2)$$

Рулевые винты обычно имеют плоские и прямоугольные лопасти, для которых на режиме висения $I_0 \approx 1{,}1$. При $\sigma \geqslant 0{,}17$ для рулевого винта коэффициент концевых потерь $\varkappa \approx 0{,}91$ (а не 0,94, как для несущего винта). В результате коэффициент 0,61 в формуле (5.1) увеличится до 0,685. Таким образом, удельная мощность, потребная рулевому винту на режиме висения без учета влияния несущего винта $(N_{\text{р. в}}/\mathrm{T}_{\text{р. в}})_0 = 0{,}05\bar{u}_{\text{р. в}} + 0{,}034\sqrt{(p\overline{\mathrm{T}})_{\text{р. в}}/\Delta}$, где $\bar{u}_{\text{р. в}} = (\omega R)_{\text{р. в}}/220$.

Определим еще отношение мощности, потребной для рулевого винта, к мощности, затрачиваемой на вращение несущего винта на режиме висения. Имеем

$$\left(\frac{N_{\text{р. в}}}{N_{\text{к}}}\right)_0 = \varkappa_{\text{р. в}}\left(\frac{N_{\text{р. в}}}{\mathrm{T}_{\text{р. в}}}\right)_0 \frac{\mathrm{T}_{\text{р. в}}}{mg}\,\frac{mg}{N_0}.$$

Как известно, коэффициент $\varkappa_{\text{р. в}}$ учитывает влияние несущего винта на рулевой и зависит от направления его вращения. Подставив выражение $\mathrm{T}_{\text{р. в}}/mg$, получим для режима висения

$$\left(\frac{N_{\text{р. в}}}{N_{\text{к}}}\right)_0 = 0{,}34\,\frac{\varkappa_{\text{р. в}}}{\bar{u}}\,\frac{\overline{\mathrm{T}}_{\text{р. в}}}{(1+\bar{R}_{\text{р. в}})}\left(\frac{N_{\text{р. в}}}{\mathrm{T}_{\text{р. в}}}\right)_0. \qquad (5.3)$$

5.2. УДЕЛЬНАЯ МОЩНОСТЬ, ПОТРЕБНАЯ ДЛЯ ПОЛЕТА С ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ СКОРОСТЬЮ

Удельная мощность $\tilde{N}_{\text{г}} = N_{\text{г}}/mg$, потребная для горизонтального полета, согласно зависимостям (4.22) и (4.12) равна

$$\tilde{N}_{\text{г}} = \tilde{N}_{\text{рэ}} + \tilde{N}_{i\text{э}} + \tilde{N}_{\text{вр}}. \qquad (5.4)$$

Удельная мощность $\tilde{N}_{\text{вр}}$, идущая на аэродинамическое сопротивление корпуса вертолета, определяется по соотношению (4.13). Удельная мощность $\tilde{N}_{i\text{э}}$, затрачиваемая на индуктивное сопротив-

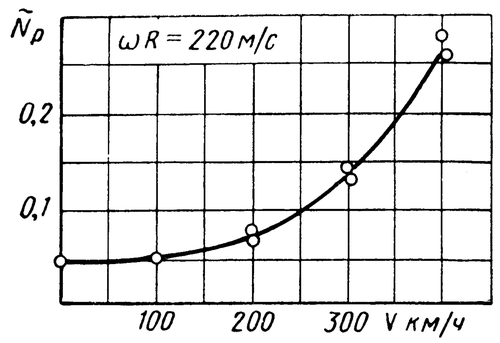


Рис. 5.1

ление несущей системы вертолета, которая в общем случае состоит из нескольких винтов и крыльев, согласно формуле (4.39) будет

$$\tilde{N}_{iэ} = 0{,}218\frac{E_i}{V}, \quad E_i = \frac{pI_э}{\Delta}. \tag{5.5}$$

Для приближенного представления удельной мощности $\tilde{N}_{pэ}$, потребной для преодоления профильного и волнового сопротивления несущей системы вертолета, по графикам на рис. 4.6 и 4.7 для различных схем были определены зависимости $N_p/zY_н$ от V при $C_т/\sigma = 0{,}12$; $0{,}14$; $0{,}16$; $\hat{S}_э = 1{,}5\cdot10^{-4}$ и $2{,}5\cdot10^{-4}$. Далее были отобраны наибольшие значения $N_p/zY_н$, которые соответствовали продольной и соосной схемам при $\hat{S}_э = 2{,}5\cdot10^{-4}$, и наименьшие, соответствовавшие одновинтовой схеме при $\hat{S}_э = 1{,}5\cdot10^{-4}$. Поперечная схема оказалась близкой к продольной и соосной, так как уменьшение по абсолютной величине потребных углов атаки из-за положительного индуктивного взаимодействия несущих винтов компенсировалось необходимым увеличением $|\alpha_э|$, обусловленным уменьшением подъемной силы винтов от разгрузки крылом. Различие между наибольшими и наименьшими значениями оказалось небольшим (рис. 5.1). Кривая, проведенная через точки, соответствующие средним значениям, хорошо аппроксимируется уравнением

$$N_p/(zY_н) = c_1 + c_2V^3, \tag{5.6}$$

где $c_1 = 0{,}048$; $c_2 = 3{,}4\cdot10^{-9}$. Отклонение этой кривой от расчетных точек составляет $\pm3{,}7\%$ при $V = 400$ км/ч и $\pm6\%$ при $V = 200 \div 300$ км/ч. Расчеты показывают, что N_p составляет 40—50% общей потребной для полета мощности. Следовательно, ошибка в величине $N_г$ при пользовании формулой (5.6) не превысит 2—3%, что допустимо. Подчеркнем, что полученные величины коэффициентов c_1 и c_2 применимы только к рассматриваемой компоновке лопастей (см. рис. 3.22). При других профилях в сечениях лопасти не только изменятся коэффициенты c_1 и c_2, но возможно проявится и их зависимость от $C_т/\sigma$. Например, если лопасть скомпонована по всей длине из профилей NACA 23012, то по данным В. Н. Квокова коэффициенты в формуле (5.6), а также коэффициент перед $\bar{u}$ в формуле (5.1) должны быть увеличены приблизительно на 11%.

Подставляя соотношения (5.5), (5.6) и (4.13) в зависимость (5.4) и предполагая, что на вертолете в общем случае установлено

крыло, получим

$$\tilde{N}_г = 0{,}048\xi_p\bar{u}\varkappa_p + \tilde{N}_{iэ} + \tilde{N}_s. \tag{5.7}$$

где

$$\tilde{N}_s = 1{,}8\cdot10^{-9}E_sV^3, \; E_s = 1{,}89\xi_p\bar{u}\varkappa_p + 10^4\hat{S}_э\Delta,$$

причем $\varkappa_p = 1$ при $\bar{c}_1 = 0{,}06$ и $\varkappa_p \approx 1{,}11$ при $\bar{c}_1 = 0{,}12$, а $\bar{c}_1$ — относительная толщина профиля на конце лопасти. Для приближенных расчетов согласно формуле (4.33) и табл. 4.1 можно принять

$$\xi_p \approx 1 - 0{,}76\bar{Y}_к. \tag{5.8}$$

Величина N_s объединяет сопротивление ненесущих элементов и значительную часть профильного и волнового сопротивления несущей системы.

Удельная мощность двигателей, потребная для горизонтального полета, $\tilde{N}_{д.г} = \tilde{N}_г/\xi$.

Вертикальная скорость при наборе высоты в полете с горизонтальной скоростью будет $V_y \approx 75\,(\xi\tilde{N}_д - \tilde{N}_г)$ м/с. При наборе высоты эффективный угол атаки несущего винта определяется по соотношению $\alpha_{эθ} = \alpha_э - \theta$, $\theta \approx 3{,}6V_y/V$. В этой связи величина $\tilde{N}_г$ должна быть определена при $\alpha_{эθ}$, а не при $\alpha_э$. Различия весьма существенны для вертолета с крылом. Таким образом, необходим расчет с последовательными приближениями. Однако опыт показывает, что для предварительного определения V_y вертолета без крыла удельную мощность $\bar{N}_г$ можно определять для горизонтального полета с углом атаки $\alpha_э$. При этом V_y будет найдена с некоторым избытком для вертолетов всех схем, кроме продольной.

При отсутствии кривой потребной мощности скорость полета, соответствующую заданной мощности двигателей (например, крейсерской или максимальной), можно найти непосредственно из уравнения (5.7). Решая это уравнение относительно V, получим приближенно

$$V = \sqrt[3]{V_{(1)}^3 - \frac{121E_i}{V_{(1)}E_s}\cdot10^6}, \tag{5.9}$$

где

$$V_{(1)}^3 = 5{,}55\cdot10^8\cdot E_V/E_s;$$

$$E_V = \xi\tilde{N}_д - 0{,}048\xi_p\bar{u}\varkappa_p.$$

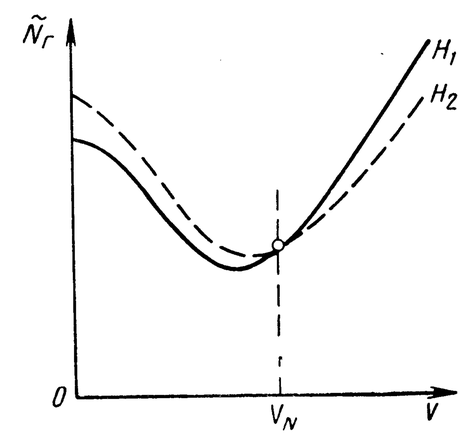


Рис. 5.2

При определении кривых потребной мощности для различных высот полета полезно знать (для уменьшения объема вычислений) точки пересечения этих кривых (рис. 5.2). Найдем скорость V_N, при которой

пересекутся кривые потребной мощности для высот H_1 и H_2 (при этой скорости мощности, потребные для полета на высотах H_1 и H_2, равны). Согласно соотношению (5.6) $\tilde{N}_p$ не зависит от высоты полета. Тогда по зависимостям (5.4), (4.13), (5.5) получим

$$0{,}218\frac{pI_э}{V_N}\left(\frac{1}{\Delta_1}-\frac{1}{\Delta_2}\right)=1{,}8\cdot10^{-5}\hat{S}_э V_N^3(\Delta_2-\Delta_1).$$

Отсюда

$$V_N=10{,}5\sqrt[4]{pI_э/\hat{S}_э\Delta_1\Delta_2}.$$

Определим характеристики экономического режима вертолетов. Для этого, приняв $\xi_p\bar{u}=\text{const}$, $E_i=\text{const}$ и $E_s=\text{const}$, по зависимостям (5.5), (5.7) находим

$$\frac{d\tilde{N}_г}{dV}=\frac{3\tilde{N}_s-\tilde{N}_{iэ}}{V}. \qquad (5.10)$$

На экономическом режиме

$$d\tilde{N}_г/dV=0,\ \tilde{N}_{iэ.\,эк}=3\tilde{N}_{sэк}. \qquad (5.11)$$

Подставив сюда соотношения (5.5) и (5.7), получим

$$V_{эк}=80\sqrt[4]{\frac{E_i}{E_s}} \qquad (5.12)$$

Из условия (5.11) и уравнения (5.7) будем иметь

$$\tilde{N}_{эк}=0{,}048\xi_p\bar{u}\varkappa_p+\frac{4}{3}\tilde{N}_{iэ.\,эк}=0{,}048\xi_p\bar{u}\varkappa_p+E_H, \qquad (5.13)$$

где по соотношению (5.5) $E_H=0{,}291E_i/V_{эк}=3{,}66\cdot10^{-3}\sqrt{E_i^3E_s}$. Назовем $\tilde{V}=V/V_{эк}$ коэффициентом скорости горизонтального полета. Введем этот коэффициент в уравнение (5.7). Тогда

$$\tilde{N}_г=0{,}048\xi_p\bar{u}\varkappa_p+\frac{\tilde{N}_{iэ.\,эк}}{\tilde{V}}+\tilde{N}_{sэк}\tilde{V}^3, \qquad (5.14)$$

где $\tilde{N}_{iэ.\,эк}=0{,}218E_i/V_{эк}$; $\tilde{N}_{s\,эк}=1{,}8\cdot10^{-9}E_sV_{эк}^3$. На экономическом режиме $\tilde{V}=1$ и из формул (5.13) и (5.14) следует, что $\tilde{N}_{iэ.\,эк}+\tilde{N}_{s\,эк}=E_H$. Тогда согласно соотношению (5.11)

$$\tilde{N}_{iэ.\,эк}=3E_H/4,\ \tilde{N}_{sэк}=E_H/4. \qquad (5.15)$$

Подставив эти выражения в уравнение для $\tilde{N}_г$, получим

$$\tilde{N}_г=0{,}048\xi_p\bar{u}\varkappa_p+E_H\tilde{W}=\tilde{N}_{эк}+E_H(\tilde{W}-1), \qquad (5.16)$$

где (рис. 5.3)

$$\tilde{W}=0{,}75\tilde{V}^{-1}+0{,}25\tilde{V}^3. \qquad (5.17)$$

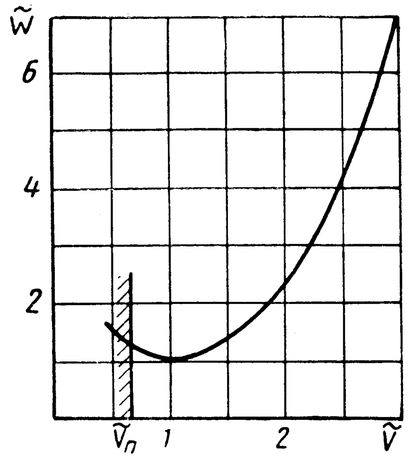


Рис. 5.3

Идея приведенных здесь преобразований, позволивших получить простое аналитическое представление потребной мощности, близка к той, которая реализована в работе [23]. Различие состоит в том, что в работе [23] коэффициент скорости, названный там «приведенной скоростью», отнесен не к $V_{эк}$, а к скорости V_ε, которая соответствует режиму наибольшего аэродинамического качества самолета. Зависимость (5.16) можно рассматривать как обобщенное уравнение потребной удельной мощности, для вычисления которой нужно знать только три величины: E_i, E_s и $\tilde{N}_{эк}$. Выражение (5.17) для $\tilde{W}$ справедливо при $V\geqslant V_п$, где $V_п$ определяется по формуле (4.18). Из формул (4.18) и (5.12) получим $\tilde{V}_п=V_п/V_{эк}\approx0{,}208\,(pE_s/I_э\Delta)^{1/4}$. Скорость полета, соответствующая заданной величине $N_г$, найдется из соотношения $V=V_{эк}\tilde{V}$.

Полученные простые формулы (5.12) и (5.16) основаны на предположении о постоянстве величин $I_э$, $\hat{S}_э$ и $\bar{Y}_к$. В действительности эти величины меняются с изменением скорости полета. Поэтому коэффициент индукции несущей системы $I_э$, вводимый в расчет, следует определять на экономическом режиме, а $\hat{S}_э$ — при $V=V_{max}$. Тогда на режиме $V=V_{эк}$ заметной ошибки не будет, так как отношение $N_{вр}/N_г$ составляет на этом режиме только 0,07—0,09. Также не будет заметной ошибки от изменения коэффициента $I_э$ при $V=V_{max}$, потому что доля индуктивного сопротивления в общем аэродинамическом сопротивлении вертолета ($N_{iэ}/N_г$) составляет здесь не более 6—9%. Влияние же изменения $\bar{Y}_к$ на профильное сопротивление несущей системы, на которое затрачивается от 40 до 50% мощности, потребной для полета, нужно учесть дополнительным расчетом. К величине $\tilde{N}_г$, полученной по формуле (5.16), следует добавить $\Delta\tilde{N}_{pэ}=\tilde{N}_p\bar{u}\,(\xi_p-\xi_{p\,эк})\,\varkappa_p$, где $\tilde{N}_p$ находится по формуле (5.6), а ξ_p и $\xi_{p\,эк}$ — по соотношению (5.8) в зависимости от величины $\bar{Y}_к$. Ориентировочно можно принять, что $\bar{Y}_к$ при $\tilde{V}=1$ составляет 20% от $\bar{Y}_к$ при $\tilde{V}=2$, если угол установки крыла неизменен.

Теперь определим скорость $V_{к\eta}$, при которой прямая, проведенная из начала координат, касается кривой потребной мощности $N_г=f(V)$. В точке касания выполняется условие $(\tilde{N}_г/\tilde{V})_{к\eta}=(d\tilde{N}_г/d\tilde{V})_{к\eta}$ и $(\tilde{N}_г/\tilde{V})_{к\eta}$ имеет наименьшее значение. Из соотношения (5.16) следует, что $(d\tilde{N}_г/d\tilde{V})=E_Hd\tilde{W}/d\tilde{V}$. Подставляя эту зависимость и соотношение (5.16) в указанное условие,

получим $0{,}048\varkappa_p\xi_p\bar{u}/E_H = g(\tilde{V})$, где $g(\tilde{V}) = \tilde{V}\,(d\tilde{W}/d\tilde{V}) - \tilde{W} = 0{,}5\,(\tilde{V}^3 - 3\tilde{V}^{-1})$. При $g(\tilde{V}) = 0$ коэффициент скорости полета $\tilde{V} = \sqrt[4]{3} = 1{,}32$. Так как полученное соотношение выполняется при $\tilde{V} = \tilde{V}_{к\eta}$ и $0{,}048\varkappa_p\xi_p\bar{u}/E_H > 0$, то $\tilde{V}_{к\eta} > 1{,}32$. Определив по этому соотношению значения функции $g(\tilde{V})$, по графику $g(\tilde{V})$ найдем $\tilde{V}_{к\eta}$ и вычислим $V_{к\eta} = \tilde{V}_{к\eta}V_{эк}$. Расчеты показывают, что вероятные значения $\tilde{V}_{к\eta}$ лежат в пределах $1{,}32 < \tilde{V}_{к\eta} \leqslant 1{,}57$. Функция $g(\tilde{V})$ в указанных границах может быть аппроксимирована уравнением $g(\tilde{V}) = 4\tilde{V} - 5{,}29$. Подставляем это выражение в полученное соотношение. Тогда $\tilde{V}_{к\eta} \approx 1{,}32 + 0{,}012\varkappa_p\xi_p\bar{u}/E_H$.

Функция $\tilde{W}$, выражаемая зависимостью (5.17), позволяет легко найти приближенные значения скорости полета, соответствующие тому или иному значению мощности силовых установок. Из условия равенства потребной и располагаемой удельной мощности $\tilde{N}_г = \xi\tilde{N}_д$ после подстановки соотношения (5.16) получим $\tilde{W} = E_V/E_H$. Входящая в эту зависимость величина E_V определена после формулы (5.9). Определив $\tilde{W}$, соответствующее данному значению E_V, по графику на рис. 5.3 найдем искомое $\tilde{V}$ и затем $V = \tilde{V}V_{эк}$. Если график $\tilde{W}$ отсутствует, то интересующие нас коэффициенты скорости горизонтального полета могут быть найдены по формуле $\tilde{V} = \tilde{m}\,(E_V/E_H) + \tilde{n}$. Коэффициенты $\tilde{m}$ и $\tilde{n}$ приведены в табл. 5.1, в которой также указан диапазон величин $\tilde{V}$, где эти коэффициенты достаточно точны.

Таблица 5.1

$\tilde{V}$	1,5—2,0	2,0—2,4	2,4—2,9
$\tilde{m}$	0,476	0,308	0,195
$\tilde{n}$	0,881	1,28	1,68

Отметим, что обычно коэффициент крейсерской скорости $\tilde{V}_к$ находится в пределах $1{,}5 \leqslant \tilde{V}_к \leqslant 2{,}0$, а коэффициент максимальной скорости $\tilde{V}_{max}$ — в пределах $2{,}0 \leqslant \tilde{V}_{max} \leqslant 2{,}4$.

Теперь преобразуем выражение для E_H, отделив величины, соответствующие $H = 0$ ($\Delta = 1$), от величин, зависящих от H (или Δ). Согласно зависимостям (5.13), (5.7) и (5.5) будем иметь

$$E_H = E_0\hat{H}_к, \tag{5.18}$$

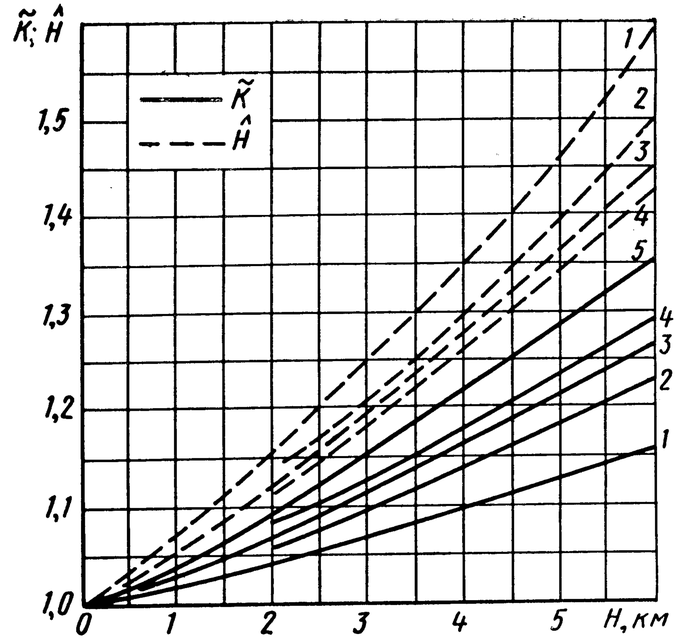


Рис. 5.4

где коэффициент высоты

$$\hat{H}_к = \frac{1}{\Delta^{3/4}}\left(\frac{\xi_{pH}}{\xi_{p0}}\right)^{1/4}\sqrt[4]{\frac{1 + 5{,}3\cdot 10^3\bar{\bar{S}}_к\dfrac{\xi_{p0}}{\xi_{pH}}\Delta}{1 + 5{,}3\cdot 10^3\bar{\bar{S}}_к}}, \quad \bar{\bar{S}}_к = \frac{\hat{S}_э}{\xi_{p0}\bar{u}\varkappa_p}.$$

Индексы «H» и «0» в соотношении (5.18) указывают, что данные величины определены на высотах H и $H = 0$. При отсутствии крыла $\xi_{pH} = \xi_{p0} = 1$ и коэффициент высоты не будет иметь индекса «к»:

$$\hat{H} = \frac{1}{\Delta^{3/4}}\sqrt[4]{\frac{1 + 5{,}3\cdot 10^3\cdot\bar{\bar{S}}\Delta}{1 + 5{,}3\cdot 10^3\cdot\bar{\bar{S}}}}, \quad \bar{\bar{S}} = \frac{\hat{S}_э}{\bar{u}\varkappa_p}.$$

При $\hat{S}_э \to 0$ коэффициент высоты $\hat{H} \to \Delta^{-3/4}$, а при $\hat{S}_э \to \infty$ $\hat{H} \to \Delta^{-1/2}$.

С увеличением высоты полета увеличивается и экономическая скорость. Согласно зависимостям (5.5), (5.7), (5.12) и (5.18) получим $V_{эк}^{(H)} = V_{эк}^{(0)}\tilde{K}_к$, $\tilde{K}_к = 1/\hat{H}_к\Delta$. Отметим, что при отсутствии крыла, когда $\hat{S}_э \to 0$, коэффициент $\tilde{K} \to \Delta^{-1/4}$. При $\hat{S}_э \to \infty$ $\tilde{K} \to \Delta^{-1/2}$, т. е. в этом случае коэффициенты $\tilde{K}$ и $\hat{H}$ равны (рис. 5.4). На рис. 5.4 кривые *1*, *2*, *3*, *4*, *5* соответствуют значениям $10^4\hat{S}_э/\bar{u} = 0$; 1,5; 3,0; 4,5; ∞.

При анализе летных данных вертолетов на том или ином режиме полета или при отыскании путей улучшения той или иной его характеристики возникает необходимость знать, какая из составляющих общей потребной мощности играет доминирующую роль на интересующем нас режиме и, следовательно, изменение

какого параметра будет наиболее эффективным. Для этого нужно определить величины $\overline{N}_{p\text{э}} = N_{p\text{э}}/N_{\text{г}}$, $\overline{N}_{i\text{э}} = N_{i\text{э}}/N_{\text{г}}$, $\overline{N}_{\text{вр}} = N_{\text{вр}}/N_{\text{г}}$, сумма которых равна 1. Согласно соотношению (5.7)

$$\overline{N}_{i\text{э}} = \left(\frac{\tilde{N}_{\text{г}}}{\tilde{N}_{i\text{э}}}\right)^{-1} = \left[\frac{0{,}048\xi_p\bar{u}\varkappa_p}{\tilde{N}_{i\text{э}}} + 1 + \frac{\tilde{N}_s}{\tilde{N}_{i\text{э}}}\right]^{-1},$$

а по зависимостям (5.14) и (5.15)

$$\tilde{N}_{i\text{э}} = \frac{\tilde{N}_{i\text{э. эк}}}{\tilde{V}} = \frac{3}{4}\frac{E_H}{\tilde{V}}, \quad \frac{\tilde{N}_s}{\tilde{N}_{i\text{э}}} = \frac{\tilde{N}_{s\text{эк}}}{\tilde{N}_{i\text{э. эк}}}\tilde{V}^4 = \frac{\tilde{V}^4}{3}, \qquad (5.19)$$

причем величина E_H определяется по формуле (5.13). Следовательно,

$$\overline{N}_{i\text{э}} = 3\,[3+0{,}192\xi_p\bar{u}\varkappa_p\tilde{V}/E_H+\tilde{V}^4]^{-1}. \qquad (5.20)$$

Из формулы (5.7) следует, что $E_s = \xi_s 10^4\hat{S}_{\text{э}}\Delta$, где $\xi_s = 1 + 1{,}89\cdot10^{-4}\,\xi_p\bar{u}\varkappa_p/\hat{S}_{\text{э}}\Delta > 1$. Тогда по формулам (4.13) и (5.7)

$$\tilde{N}_s = \xi_s\tilde{N}_{\text{вр}}. \qquad (5.21)$$

Учитывая соотношение (5.19), будем иметь

$$\overline{N}_{\text{вр}} = \frac{\tilde{V}^4}{3\xi_s}\,\overline{N}_{i\text{э}}. \qquad (5.22)$$

Зная $\overline{N}_{i\text{э}}$ и $\overline{N}_{\text{вр}}$, найдем

$$\overline{N}_{p\text{э}} = 1 - (\overline{N}_{i\text{э}} + \overline{N}_{\text{вр}}). \qquad (5.23)$$

На рис. 5.5 и 5.6 приведено сопоставление результатов расчета с данными эксперимента, который проведен Г. Г. Анановым и Г. Б. Бураковым с моделью несущего винта, имевшей $D = 4$ м, $\sigma = 0{,}089$, $k = 4$, $\eta_* = 1$, $\Delta\varphi_\Sigma = 8°$, $\omega R = 220$ м/с.

На рис. 5.5 показана эпюра относительных толщин профилей в сечениях

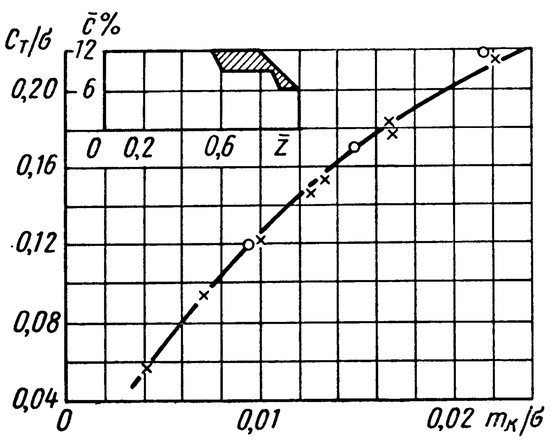


Рис. 5.5

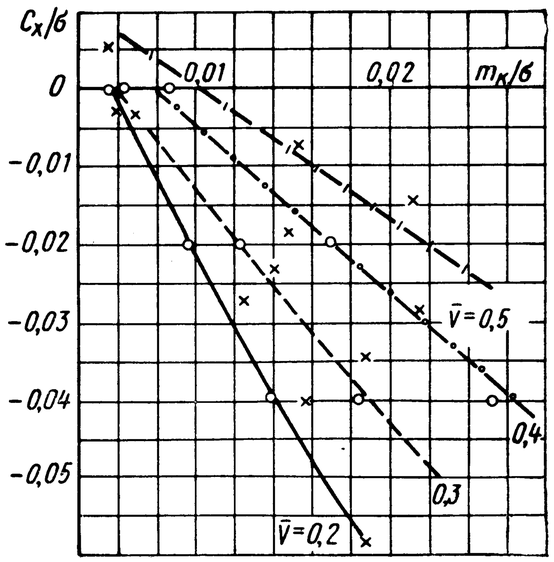


Рис. 5.6

лопастей модели. Здесь же приведена эпюра относительных толщин сечений, взятая с рис. 3.22. Напомним, что на рис. 3.22 представлена компоновка лопастей, которые рассматривались во всех примерах, приведенных в книге, и для которых вычислялись графики на рис. 3.25, 3.26, 4.2. На рис. 5.5 видно, что лопасти имеют большую толщину на концах, чем расчетные лопасти (заштрихованный участок). Сопоставляя компоновку лопасти модели с компоновкой, приведенной на рис. 3.22, заключаем, что профильное и волновое сопротивления модели должны быть несколько больше, чем у расчетных лопастей. Вычисление аэродинамических характеристик $C_{\text{Т}}/\sigma = f\,(m_{\text{к}}/\sigma)$ для режима висения (сплошная линия на графике рис. 5.5) было выполнено по формулам (1.10), (1.24), (1.29) и графикам на рис. 1.2, 1.12, 1.14. Экспериментальные точки представлены крестиками. Здесь же кружками нанесены значения, которые получены расчетом по приближенной формуле (5.1) при $\overline{\text{Т}} = \bar{u} = 1$. Согласно соотношениям (4.6), (4.14) и (4.15) $\sqrt{p/\Delta} = 0{,}25\omega R\sqrt{C_{\text{Т}}}$ и $m_{\text{к}}/\sigma = 75\overline{N}_0/\omega R$. На рис. 5.6 приведены расчетные характеристики $C_X/\sigma = f_1\,(m_{\text{к}}/\sigma\overline{V})$ при $C_Y/\sigma = 0{,}12$ и 0,14 (сплошная и пунктирные линии). Вычисления выполнялись по формулам (3.6), (3.7), (3.8), (3.23) и графикам на рис. 3.25, 3.26, 4.2. Кривые для $\overline{V}$=0,2; 0,3; 0,4 получены при $C_Y/\sigma = 0{,}14$, а кривые для $\overline{V} = 0{,}5$ — при $C_Y/\sigma = 0{,}12$. Экспериментальные точки также показаны крестиками, а расчет по приближенной формуле—кружками. Приближенно определялась только величина $m_p/C_{\text{Т}} = (75/\omega R)\,\tilde{N}_p$, где $\tilde{N}_p$ находится по формуле (5.6). Остальные величины находились так же, как в основном расчете. Из рис. 5.6 следует, что расчет по основным и приближенным формулам на режимах висения и полета с горизонтальной скоростью удовлетворительно сходится с экспериментом.

Теперь составим приближенные формулы для определения затрат мощности на рулевой винт. На режимах полета с горизонтальной скоростью формула (5.2), определяющая $(p\overline{\text{Т}})_{\text{р. в}}$, остается в силе. Нужно только принять $\overline{\text{Т}}_{\text{р. в}} = I$ и заменить $\tilde{N}_0$ величиной $\tilde{N}_{\text{г}}$. Удельная мощность, потребная рулевому винту на создание силы тяги $\text{Т}_{\text{р. в}}$ согласно зависимости (5.4) будет равна $(N_{\text{р. в}}/\text{Т}_{\text{р. в}})_{\text{г}} = \tilde{N}_{p\,\text{р. в}} + \tilde{N}_{i\,\text{р. в}}$. Величины $\tilde{N}_{p\,\text{р. в}}$ и $\tilde{N}_{i\,\text{р. в}}$ определяются по соотношениям (5.6) и (5.5). При этом в зависимости (5.6) при $\bar{c}_1 = 0{,}06$ на концах лопастей коэффициент $3{,}4\cdot10^{-9}$ при V^3 должен быть изменен на $2{,}4\cdot10^{-9}$, так как угол атаки рулевого винта практически равен нулю. Для винта с плоскими прямоугольными лопастями при $\alpha_{\text{э}} = 0$ можно принять $I_{\text{э}} \approx 1{,}13$. Тогда $N_{p\,\text{р. в}} = (0{,}048 + 2{,}4\cdot10^{-9}V^3)\,\bar{u}_{\text{р. в}}\varkappa_{\text{р}}$; $\overline{N}_{i\text{р. в}} = 0{,}247\frac{p_{\text{р. в}}}{V\Delta}$. Отношение мощности, потребной для рулевого винта, к мощности, затрачиваемой на несущий винт без учета влияния несущего винта на рулевой согласно зависимости (5.3) при $\varkappa_{\text{р. в}} = 1$ и $\overline{\text{Т}}_{\text{р. в}} = 1$, будет иметь вид

$$\left(\frac{N_{\text{р. в}}}{N_{\text{к}}}\right)_{\text{г}} = 0{,}34\left(\frac{N_{\text{р. в}}}{\text{Т}_{\text{р. в}}}\right)_{\text{г}}/\bar{u}\,(1+\overline{R}_{\text{р. в}}).$$

5.3. ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ ПОПРАВКИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ РАСЧЕТЕ ВЕРТОЛЕТОВ

Если возникает вопрос об изменении какой-либо характеристики (например, потребной мощности и скорости полета) при малом изменении некоторых параметров вертолета,

то выполнение для указанных целей нового аэродинамического расчета нецелесообразно. Быстрее и часто надежнее можно получить ответ путем внесения дифференциальных поправок в основной вариант аэродинамического расчета, выполненного при исходных параметрах. Метод дифференциальных поправок оказался весьма результативным при приведении данных летных испытаний самолетов к стандартным атмосферным условиям [6]. Он очень полезен и при обработке результатов испытаний вертолетов *. Основная трудность практического использования этого метода в задачах аэродинамического расчета обусловлена необходимостью знать производные от потребной мощности по меняющимся параметрам. Ниже рассмотрено определение этих производных и применение дифференциальных поправок ко всем режимам полета вертолета. Мы разберем только приложения метода дифференциальных поправок к упрощенному решению задач, связанных с проектированием, испытаниями и эксплуатацией вертолетов [15].

Предположим, что имеет место малое изменение величин mg, ωR, D, Δ, $(\sum c_x S)_э$, $\bar{Y}_к$ и c_{xp0}. Тогда соответствующее изменение потребной для полета мощности можно представить в виде

$$\delta N_г = \frac{\partial N_г}{\partial mg}\delta mg + \frac{dN_г}{d\omega R}\delta\omega R + \frac{\partial N_г}{\partial D}\delta D + \cdots + \frac{\partial N_г}{\partial c_{xp0}}\delta c_{xp0}. \quad (5.24)$$

Согласно зависимостям (5.6), (5.5) и (4.13) мощности, потребные на преодоление профильного и волнового сопротивления несущей системы, ее индуктивного сопротивления и лобового сопротивления ненесущих элементов, соответственно равны

$$N_{pэ} = \tilde{N}_p mg\xi_p\bar{u}\varkappa_p, \quad (5.25)$$

$$N_{iэ} = \frac{0{,}278}{zV}\frac{(mg^2)I_э}{D^2\Delta}, \quad (5.26)$$

$$N_{вр} = 1{,}8\cdot 10^{-5}(\sum c_x S)_э V^3\Delta. \quad (5.27)$$

Составим выражения входящих в уравнение (5.24) частных производных. Согласно соотношениям (5.4) и (5.25)—(5.27) имеем

$$\frac{\partial N_г}{\partial mg} = \frac{\partial N_{pэ}}{\partial mg} + \frac{\partial N_{iэ}}{\partial mg} = \frac{N_{pэ}}{mg} + 2\frac{N_{iэ}}{mg}, \quad (5.28)$$

$$\frac{\partial N_г}{\partial \omega R} = \frac{\partial N_{pэ}}{\partial \omega R} = \frac{N_{pэ}}{\omega R}, \quad (5.29)$$

$$\frac{\partial N_г}{\partial D} = \frac{\partial N_{iэ}}{\partial D} = -2\frac{N_{iэ}}{D}, \quad (5.30)$$

$$\frac{\partial N_г}{\partial \Delta} = \frac{\partial N_{iэ}}{\partial \Delta} + \frac{\partial N_{вр}}{\partial \Delta} = -\frac{N_{iэ}}{\Delta} + \frac{N_{вр}}{\Delta}, \quad (5.31)$$

$$\frac{\partial N_г}{\partial \sum c_x S} = \frac{\partial N_{вр}}{\partial \sum c_x S} = \frac{N_{вр}}{\sum c_x S}. \quad (5.32)$$

* Несколько работ в этом направлении выполнено А. И. Акимовым, В. А. Захариным и др.

Изменение $\bar{Y}_к$ приведет к изменению ξ_p и $I_э$, а изменение c_{xp0} вызовет изменение $\varkappa_p$. Для практических расчетов удобнее рассматривать изменение ξ_p, $I_э$ и $\varkappa_p$. Имеем

$$\frac{\partial N_г}{\partial \xi_p} = \frac{N_{pэ}}{\xi_p}, \quad \frac{\partial N_г}{\partial I_э} = \frac{N_{iэ}}{I_э}, \quad \frac{\partial N_г}{\partial \varkappa_p} = \frac{N_{pэ}}{\varkappa_p}. \quad (5.33)$$

Переходя к относительным величинам $\bar{N}_{pэ} = N_{pэ}/N_г$, $\bar{N}_{iэ} = N_i/N_г$, $\bar{N}_{вр} = N_{вр}/N_г$ и подставив соотношения (5.28)—(5.33) в зависимость (5.24), получим

$$\delta\bar{N}_г = (\bar{N}_{pэ} + 2\bar{N}_{iэ})\,\delta\tilde{m}g + \bar{N}_{pэ}(\delta\tilde{\omega}R + \delta\tilde{\xi}_p + \delta\tilde{\varkappa}_p) + \bar{N}_{iэ}(\delta\tilde{I}_э - 2\delta\tilde{D}) + (\bar{N}_{вр} - \bar{N}_{iэ})\,\delta\tilde{\Delta} + \bar{N}_{вр}\delta\sum\tilde{c}_x S, \quad (5.34)$$

где

$$\delta\tilde{m}g = \frac{\delta mg}{mg}; \quad \delta\tilde{\omega}R = \frac{\delta\omega R}{\omega R}; \quad \delta\tilde{\xi}_p = \frac{\delta\xi_p}{\xi_p}; \quad \delta\tilde{\varkappa}_p = \frac{\delta\varkappa_p}{\varkappa_p};$$

$$\delta\tilde{I}_э = \frac{\delta I_э}{I_э}; \quad \delta\tilde{D} = \frac{\delta D}{D}; \quad \delta\tilde{\Delta} = \frac{\delta\Delta}{\Delta}; \quad \delta\sum\tilde{c}_x S = \frac{\delta\sum c_x S}{\sum c_x S}.$$

Относительные величины $\bar{N}_{pэ}$, $\bar{N}_{iэ}$ и $\bar{N}_{вр}$ могут быть найдены из аэродинамического расчета исходного варианта или определены по формулам (5.20), (5.22) и (5.23). Таким образом, установив относительное изменение какого-либо параметра (например, $\delta\tilde{m}g$) и зная для данной скорости полета $\bar{N}_{pэ}$ и $\bar{N}_{iэ}$, найдем $\delta\bar{N}_г$ — относительное изменение мощности, потребной для горизонтального полета на этом режиме.

Мощность, потребная для висения ($V = 0$), определяется ее затратами на преодоление профильного и индуктивного сопротивления несущих винтов: $N_0 = N_{p0} + N_{i0}$. Для предварительных расчетов, согласно зависимости (5.1), можно принять $N_{p0} \approx 0{,}05\mathrm{T}\bar{u}\varkappa_p$, $N_{i0} = 0{,}0345\mathrm{T}^{3/2}/D\Delta^{1/2}$, т. е. N_0 зависит от T, $\bar{u}$, $\varkappa_p$, D и Δ. Отсюда

$$\delta N_0 = (N_{p0} + 1{,}5N_{i0})\,\delta\tilde{\mathrm{T}} + N_{p0}(\delta\tilde{\bar{u}} + \delta\tilde{\varkappa}_p) - 0{,}5N_{i0}(2\delta\tilde{D} + \delta\tilde{\Delta}).$$

Представим коэффициенты этого равенства в виде $N_{p0} + 1{,}5N_{i0} = 1{,}5(N_0 - 0{,}333N_{p0})$; $N_{i0} = N_0 - N_{p0}$ и поделим левую и правую его части на N_0. Тогда

$$\delta\bar{N}_0 = 1{,}5(1 - 0{,}333\bar{N}_{p0})\,\delta\tilde{\mathrm{T}} + \bar{N}_{p0}(\delta\tilde{\bar{u}} + \delta\tilde{\varkappa}_p) - 0{,}5(1 - \bar{N}_{p0})(2\delta\tilde{D} + \delta\tilde{\Delta}), \quad (5.35)$$

где

$$\bar{N}_{p0} = \frac{N_{p0}}{N_0} = \left[1 + \frac{N_{i0}}{N_{p0}}\right]^{-1}, \quad \frac{N_{i0}}{N_{p0}} = \frac{0{,}61}{\bar{u}\varkappa_p}\sqrt{\frac{p\bar{\mathrm{T}}}{\Delta}}. \quad (5.36)$$

Для ориентировочных оценок можно принять

$$\delta\tilde{N}_0 \approx 1{,}41\delta\tilde{\mathrm{T}} + 0{,}18(\delta\tilde{\bar{u}} + \delta\tilde{\varkappa}_p) - 0{,}41(2\delta\tilde{D} + \delta\tilde{\Delta}). \quad (5.37)$$

Предельные ошибки в коэффициентах трехчлена (5.37) из-за изменения величин, определяющих отношение N_{i0}/N_{p0}, будут $\pm 1{,}5$, ± 25 и $\pm 5\%$ соответственно.

Из соотношения (5.10) следует, что

$$\delta \overline{N}_{\text{г}} = (3\overline{N}_s - \tilde{N}_{i\text{э}})\, \delta \tilde{\overline{V}}, \tag{5.38}$$

где $\delta \tilde{\overline{V}} = \delta V/V$. В табл. 5.2 приведены величины $\overline{N}_p$, $\overline{N}_{i\Sigma}$ и $\overline{N}_{\text{вр}}$, вычисленные по формулам (5.20), (5.22) и (5.23) для $\xi_p = \overline{u} = \varkappa_p = \Delta = 1$, $E_i = 57$, $\widehat{S}_{\text{э}} = 2 \cdot 10^{-4}$, относительной толщины профиля на концах лопастей $\overline{c}_1 = 0{,}06$ и $V_{\text{эк}} = 157$ км/ч. Отметим, что изменение величин E_i и $\widehat{S}_{\text{э}}$ на $\pm 30\%$ меняет величины $\overline{N}_p$, $\overline{N}_{i\Sigma}$ и $\overline{N}_{\text{вр}}$ на ∓ 15, ± 6 и $\pm 18\%$ соответственно. Таким образом, табл. 5.2 можно воспользоваться и для ориентировочных оценок относительных затрат мощности при E_i и $\widehat{S}_{\text{э}}$, величины которых заключены в указанных пределах.

Таблица 5.2

$\tilde{V}$	1,0	1,5	2,0
$\overline{N}_p$	0,44	0,51	0,52
$\overline{N}_{i\Sigma}$	0,48	0,26	0,13
$\overline{N}_{\text{вр}}$	0,08	0,23	0,35

Сопоставляя формулы (4.57) и (5.22), получим $\Delta_{\text{opt}} = 1{,}73 \sqrt{\xi_s^{(0)}/\tilde{\overline{V}}^{(0)2}}$. Индекс «0» указывает, что эти величины определены при $H = 0$. При $\Delta = 1$ $\tilde{V}_*^{(0)} = 1{,}32 \sqrt[4]{\xi_s^{(0)}}$. Таким образом, при $\tilde{V} \leqslant \tilde{V}_*^{(0)}$ наивыгоднейшей высотой для полета будет $H = 0$. Для ориентировочных оценок $\tilde{V}_*^{(0)} \approx 1{,}56$. Из зависимостей (5.21) и (5.22) имеем $\overline{N}_s = \tilde{V}^4 \overline{N}_{i\text{э}}/3$. Подставляем это соотношение в формулу (5.38). Тогда

$$\delta \tilde{\overline{V}} = \frac{\delta \overline{N}_{\text{г}}}{\overline{N}_{i\text{э}} (\tilde{V}^4 - 1)}. \tag{5.39}$$

Согласно табл. 5.2 $\overline{N}_{i\Sigma} = (\tilde{V}^4 - 1)$ будет равняться 1,06 при $\tilde{V} = 1{,}5$ и 1,95 при $\tilde{V} = 2$.

Рассмотрим некоторые примеры применения изложенного метода.

Пример 5.1. Определить изменение летных характеристик вертолета на высоте $H = 0$ при увеличении температуры воздуха с 15 до 40° С при неизменной мощности двигателей. Вертолет — одновинтовой схемы, $p = 55$ кгс/м², $\overline{T} = 1{,}02$, $\Delta = \overline{u} = \varkappa_p = 1$, $\widehat{S}_{\text{э}} = 2 \cdot 10^{-4}$ м²/кгс, крыла нет. Вычисляем для режима $V = 0$

по зависимостям (5.36) $N_{i0}/N_{p0} = 4{,}65$; $\overline{N}_{p0} = 0{,}177$; $\delta \overline{N}_0 = -0{,}5\ (1 - \overline{N}_{p0}) \times \delta \tilde{\Delta} = -0{,}411 \delta \tilde{\Delta}$. Как известно, при указанном изменении температуры воздуха относительная массовая плотность воздуха $\Delta_t = 0{,}92$. Тогда $\delta \Delta = -0{,}08$, $\delta \tilde{\Delta} = -0{,}08$ и $\delta \overline{N}_0 = (-0{,}411) \cdot (-0{,}08) = 0{,}033$, т. е. мощность, потребная для висения вне влияния воздушной подушки, увеличится на 3,3%. В этой связи наибольшая сила тяжести, с которой вертолет может висеть вне влияния близости земли, должна быть уменьшена. Относительное уменьшение взлетного веса при постоянной мощности согласно зависимости (5.35) определяется равенством $1{,}5\ (1 - 0{,}333 \overline{N}_{p0})\, \delta \tilde{T} - 0{,}5\ (1 - \overline{N}_p^{(0)})\, \delta \tilde{\Delta} = 0$, откуда $\delta \tilde{T} = -0{,}0234$. Следовательно, взлетная сила тяжести должна быть уменьшена приблизительно на 2,3%.

Теперь рассмотрим изменение летных характеристик в полете со скоростью $V \geqslant V_{\text{эк}}$. Из зависимости (5.34) $\delta \overline{N}_{\text{г}} = (\overline{N}_{\text{вр}} - \overline{N}_{i\Sigma})\, \delta \tilde{\Delta}$. Величины $\overline{N}_{\text{вр}}$ и $\overline{N}_{i\Sigma}$ могут быть взяты из табл. 5.2. При $\tilde{V} = 1$ имеем $\delta \overline{N}_{\text{г}} = (-0{,}4) \cdot (-0{,}08) = 0{,}032$, а при $\tilde{\overline{V}} = 2$ $\delta \overline{N}_{\text{г}} = 0{,}22 \cdot (-0{,}08) = -0{,}0176$, т. е. при $V_{\text{эк}} = 157$ км/ч повышение температуры воздуха увеличило потребную мощность на 3,2%, а при $V = 314$ км/ч — уменьшило на 1,8%. Это уменьшение потребной мощности может быть реализовано в увеличении скорости полета. По соотношению (5.39) $\delta \tilde{\overline{V}} = 0{,}00925$, т. е. скорость полета увеличится на $\delta V = 3$ км/ч.

Пример 5.2. Определить изменение летно-технических характеристик одновинтового вертолета при уменьшении в полете окружной скорости ωR концов лопастей с 220 м/с до 200 м/с. Исходные данные — те же, что в примере 5.1. Находим $\delta \tilde{\overline{u}} = -0{,}091$. По соотношению (5.35) $\delta \overline{N}_0 = \overline{N}_{p0} \delta \tilde{\overline{u}} = -0{,}0161$. Если избыток располагаемой мощности над потребной для висения составляет 10%, то уменьшение потребной мощности приблизительно на 1,6% увеличивает скорость вертикального подъема на 16%. Из зависимости (5.34) для режимов полета с горизонтальной скоростью имеем $\delta \overline{N}_{\text{г}} = \overline{N}_p \delta \tilde{\omega} R$, $\delta \tilde{\omega} R = \delta \tilde{\overline{u}}$. Взяв величину $\overline{N}_p$ из табл. 5.2, получим $\delta \overline{N}_{\text{г}} = -0{,}04$ при $\tilde{V} = 1$ и $\delta \overline{N}_{\text{г}} = -0{,}0463$ при $\tilde{V} = 1{,}5$. Согласно формуле (5.39) относительное увеличение скорости полета при $\tilde{V} = 1{,}5$ будет равно $\delta \tilde{\overline{V}} = 0{,}0445$, что соответствует $\delta V = 10{,}5$ км/ч.

Пример 5.3. Определить влияние выгорания топлива на увеличение дальности полета вертолета. Обычно запас топлива не превышает 10—15% от силы тяжести вертолета. Поэтому можно расчет дальности произвести по его средней силе тяжести. Найдем изменение летных данных (рассчитанных по взлетной силе тяжести вертолета) от уменьшения его силы тяжести на $\delta mg = 0{,}5\ (mg)_{\text{т}}$. При этом согласно формуле (5.34) относительная потребная мощность для полета уменьшается на величину $\delta \overline{N}_{\text{г}} = (\overline{N}_p + 2\overline{N}_{i\Sigma}) \delta \tilde{m} g$. Если скорость полета остается неизменной, то относительный расход топлива также уменьшится на величину $\delta \tilde{Q}_{\text{ч}} = \delta \overline{N}_{\text{г}}$ и дальность полета станет больше на $\delta L = L \delta \tilde{L}$, где $\delta \tilde{L} = \delta \overline{N}_{\text{г}}$. Если же используемая мощность двигателей сохраняется постоянной, то из-за уменьшения потребной мощности увеличится скорость полета на величину $\delta \tilde{\overline{V}}$ и дальность полета будет больше на $\delta \tilde{L} = \delta \tilde{\overline{V}}$. Пусть на крейсерском режиме $\tilde{V} = 1{,}5$ и параметры вертолета — те, по которым составлена табл. 5.2. Тогда согласно формулам (5.34), (5.39) и табл. 5.2 $\delta \overline{N}_{\text{г}} = (0{,}51 + 2 \cdot 0{,}26)\, \delta \tilde{m} g = 1{,}03 \delta \tilde{m} g$, $\delta \tilde{\overline{V}} = 1{,}03 \delta \tilde{m} g : 1{,}06 = 0{,}975 \delta \tilde{m} g$. Итак, при неизменной скорости полета $\delta \tilde{L} = 1{,}03 \delta \tilde{m} g = 0{,}515\ (\overline{m} g)_{\text{т}}$; если же мощность постоянна, то $\delta \tilde{L} = 0{,}975 \delta \tilde{m} g = 0{,}48\ (\overline{m} g)_{\text{т}}$. Таким образом, в среднем в данном случае относительный прирост дальности полета составляет столько процентов от ее первоначальной величины, сколько процентов составляет половина запаса топлива от силы тяжести вертолета. Если $\tilde{V} = 2$, то при $V_{\text{к}} = \text{const}$ относительный прирост $\delta \tilde{L} = 0{,}78 \delta \tilde{m} g$, а при $N_{\text{д. к}} = \text{const}$ получим $\delta \tilde{L} = 0{,}4 \delta \tilde{m} g$.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение 1

РАСЧЕТ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ НЕНЕСУЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ВЕРТОЛЕТОВ

Расчет лобового сопротивления ненесущих элементов вертолетов основан на методах расчета лобового сопротивления самолетов, изложенных в работах [24, 31, 37] и др. Наличие у вертолетов специфических агрегатов привело к модификации этих методов, которая применима до скорости полета $V \leqslant 450$ км/ч.

Коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа, отнесенный к площади миделевого сечения $S_{м.ф}$, можно определить по формуле

$$c_{x\text{ф}} = \left(c_f \eta_c \frac{F_\text{ф}}{S_{м.ф}} + \Delta c_{x\text{п.ф}}\right) k_\alpha + \Delta c_{x\text{ф}} + \frac{\Sigma\, c_{x\,\text{над}} S_{м.\,\text{над}}}{S_{м.ф}} + \Delta c_{x\text{нер}}.$$

Рассмотрим величины, входящие в эту формулу. Здесь c_f — коэффициент трения плоской пластинки. Из-за влияния несущего винта и других факторов обычно принимают пограничный слой на фюзеляже полностью турбулентным. В зависимости от числа $\mathrm{Re} = VL_\text{ф}/\nu$ величина c_f определяется по графику на с. 398 в работе [31]. Значения коэффициента кинематической вязкости ν приведены в таблице МСА. Коэффициент η_c позволяет перейти от коэффициента трения плоской пластинки к коэффициенту сопротивления фюзеляжа. В зависимости от удлинения $\lambda_\text{ф} = L_\text{ф}\sqrt{\pi/4S_{м.ф}}$ фюзеляжа величина η_c определяется по графику на с. 398 в работе [31]. Поверхность $F_\text{ф}$ фюзеляжа приближенно можно определить по формуле $F_\text{ф} \approx 2{,}85 L_\text{ф}\sqrt{S_{м.ф}}$. Коэффициент $\Delta c_{x\,\text{п.ф}}$ учитывает отличие формы поперечного сечения фюзеляжа от круга. При замене в средней части фюзеляжа круглого сечения квадратным $\Delta c_{x\,\text{п.ф}} = 0{,}0065 \div 0{,}0090$; круглого сечения по всей длине квадратным $\Delta c_{x\,\text{п.ф}} = 0{,}010 \div 0{,}012$, а при замене прямоугольным $\Delta c_{x\,\text{п.ф}} = 0{,}015 \div 0{,}018$. Графики отношения $k_\alpha = c_{x\alpha}/c_{x0}$ коэффициентов сопротивления фюзеляжа при данном угле атаки $\alpha_\text{ф}$ и при $\alpha_\text{ф} = 0°$ для наиболее распространенных форм фюзеляжа приведены на рис. П.1. Через $\Delta c_{x\text{ф}}$ обозначено увеличение коэффициента сопротивления, вызванное наличием надстроек, мидель которых невозможно выделить из миделя фюзеляжа. Значения $\Delta c_{x\text{ф}}$ приведены в табл. П.1. При отсутствии данных величина $\Delta c_{x\text{ф}}$ приближенно определяется

Таблица П.1

Элемент корпуса	Схема	$\alpha_\text{ф}$	$\Delta c_{x\text{ф}}$
Фонарь кабины пилотов на фюзеляже тяжелого аппарата (отсутствует обзор задней полусферы)		0°	0,0095 0,012 0,025
Большой фонарь кабины пилотов, обеспечивающий хороший обзор на легком и среднем аппарате		0° —5° —10°	0,04 0,045 0,05
Фонарь кабины пилотов, выходящий за обводы фюзеляжа		0°	0,014
Хвостовая часть легкого и среднего транспортного аппарата		0° —5° —10° —15°	0,03 0,065 0,11 0,16
Хвостовая часть легкого и среднего аппарата		0° —5° —10° —15°	0,02 0,03 0,04 0,06
Хвостовая часть транспортного аппарата, имеющего плоский срез в хвостовой части		0° —5° —10° —15°	0,03 0,08 0,15 0,25
Фонарь кабины пилотов обтекаемой формы, плавно переходящий в хвостовую часть фюзеляжа (обзор задней полусферы отсутствует)		0	0,005
То же, но с плоскими гранями		0	0,012

Таблица П. 2

Надстройка	Общий вид надстройки	$\alpha_ф$	$\frac{S_{м.\,над}}{S_{м.\,ф}}$	$c_{x\,над}$
Кабан		—15°	0,18	0,04
		—10°		0,07
		—5°		0,12
		0°		0,2
		5°		0,25
		10°		0,25
Топливные баки		—15°	0,15	0,04
		—10°		0;10
		—5°		0,12
		0°		0,15
		5°		0,20
		10°		0,30

по соотношению $\Delta c_{xф} = k_\alpha \Delta c_{xф\alpha=0}$. Через $c_{x\,над}$ и $S_{м.\,над}$ обозначены коэффициент сопротивления и площадь сечения надстроек, мидель которых можно выделить из миделя фюзеляжа. Значения $c_{x\,над}$ приведены в табл. П.2. Наконец, $\Delta c_{x\,нер}$ — увеличение коэффициента сопротивления, вызванное наличием на поверхности неровностей (стыки обшивки, головки заклепок, сплошная шероховатость и т. п.). На первых этапах проектирования в зависимости от состояния поверхности можно принимать $\Delta c_{x\,нер} = 0{,}01 \div 0{,}015$.

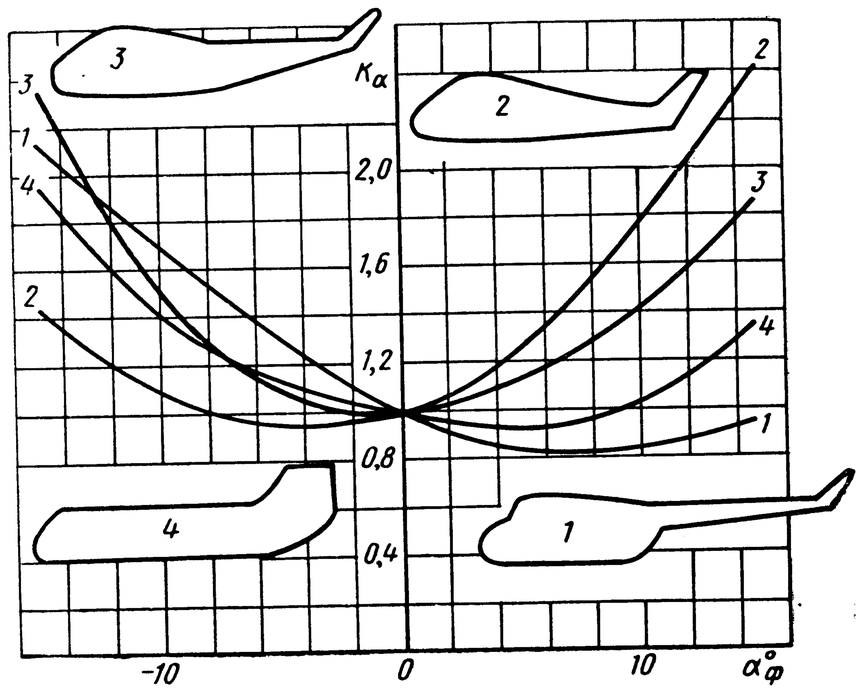


Рис. П.1

Чтобы получить минимальное сопротивление фюзеляжа при $\alpha_ф \approx 0°$, следует его наибольшее поперечное сечение располагать на расстоянии, равном $0{,}435 L_ф$ от носа фюзеляжа. С этой же целью целесообразно, чтобы изолированный фюзеляж имел каплеобразную форму. Однако конструктивно-технологические соображения приводят к наличию на фюзеляже значительных участков с цилиндрической поверхностью. Это несколько увеличивает сопротивление. Так, при установке цилиндрической вставки, длина которой равна трем диаметрам поперечного сечения корпуса, сопротивление увеличивается на 7,5% по сравнению с сопротивлением модели с тем же удлинением, но без цилиндрической вставки. В то же время следует отметить, что при установке крыла на фюзеляж наличие цилиндрической поверхности скажется благоприятно, так как при этом уменьшается вредное взаимодействие между крылом и фюзеляжем.

Результаты испытаний тел вращения с заостренной и закругленной хвостовой частью показывают, что при $\alpha_ф = 0°$ $c_{xф}^{(1)}$ первой модели на 0,04 меньше, чем у второй; при $\alpha_ф = \pm 7°$ $c_{xф}^{(1)} = c_{xф}^{(2)}$, при $\alpha_ф = \pm 10°$ $c_{xф}^{(1)}$ на 0,04 больше $c_{xф}^{(2)}$ (верхние индексы 1 и 2 означают тела вращения с заостренной и закругленной хвостовой частью соответственно).

На рис. П.2 приведены зависимости $c_{yф} = 2Y/\rho V^2 S_{м.\,ф}$ от $\alpha_ф$ для некоторых распространенных форм фюзеляжей, из которых следует, что величину отрицательной подъемной силы можно уменьшить путем применения рациональных поперечных сечений и формы хвостовой части фюзеляжа. Определить коэффициент сопротивления натурного фюзеляжа по результатам испытаний модели без каких-либо выступающих частей можно по соотношению $c_{xф} = c_{xф.\,мод} + \Delta c_{x\,нат}$, где $c_{xф.\,мод}$ — коэффициент сопротивления модели, $\Delta c_{x\,нат}$ — коэффициент, учитывающий переход от модели к натуре. Для первого поколения советских вертолетов сравнением результатов испытаний натурных фюзеляжей и моделей было получено, что $\Delta c_{x\,нат} = 0{,}14 \div 0{,}16$. Такой величиной $\Delta c_{x\,нат}$ следует пользоваться в тех случаях, когда натурный фюзеляж в отличие от модели имеет значительное количество антенн, ручек, подножек, блистеров и т. п. С совершенствованием проектирования и производства величина $\Delta c_{x\,нат}$ уменьшается. Для вертолетов 60-х годов $\Delta c_{x\,нат} = 0{,}08 \div 0{,}12$. Благодаря герметизации фюзеляжа, применению встроенных в обводы антенн, уборке с поверхности мелких деталей и тщательной отделке поверхности можно уменьшить величину $\Delta c_{x\,нат}$ до 0,03—0,06.

На начальных этапах проектирования, когда еще нет конструктивных проработок, для приближенного расчета можно

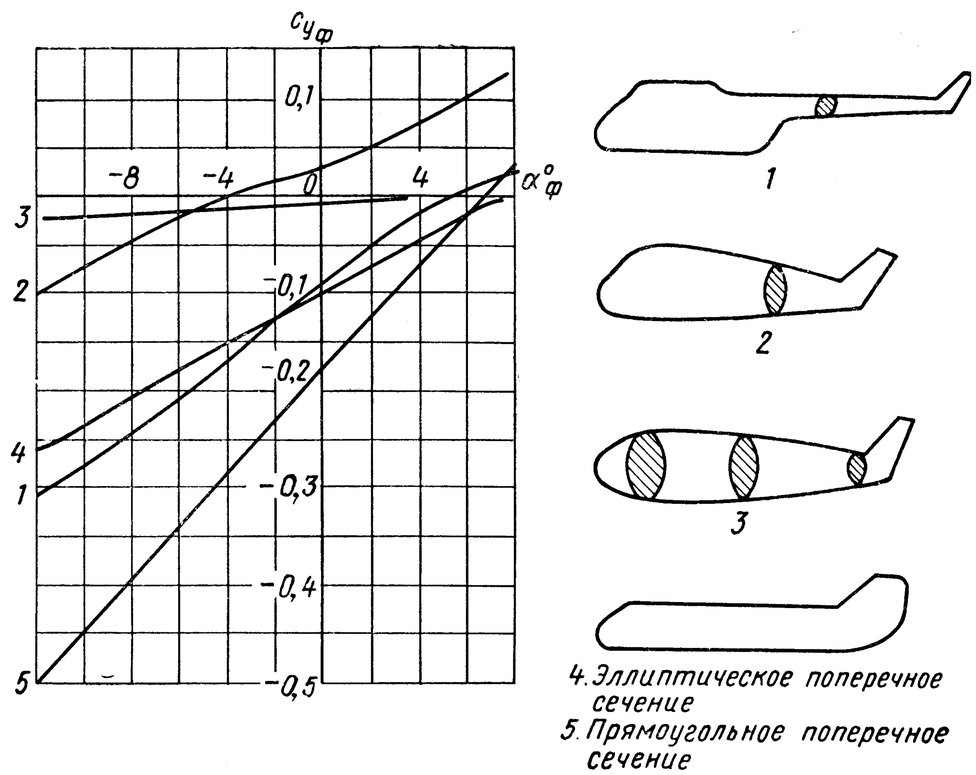


Рис. П.2

принять, что коэффициент $c^F_{x\,вт}$ сопротивления обычной втулки с автоматом перекоса и тягами управления, отнесенный к площади, ометаемой несущим винтом, для вертолетов одновинтовой, продольной и поперечной схем равен 0,0018—0,0022. Если автомат перекоса и тяги управления закрыты обтекателем, то $c^F_{x\,вт} = 0{,}00145 \div 0{,}00175$. Если и втулка закрыта двояковыпуклым обтекателем, то при относительном расстоянии $\Delta\bar{y} = 0{,}2$ от втулки до поверхности фюзеляжа $c^F_{x\,вт} = 0{,}0012 \div 0{,}0014$. При $\Delta\bar{y} = 0{,}05$ капотирование всей втулки из-за вредной интерференции может не дать снижения сопротивления. В этом случае сопротивление втулки можно уменьшить в 2—3 раза применением обтекателя совместно с установленной за ней по потоку системой УПС. Для обычной колонки несущих винтов вертолета соосной схемы коэффициент $c^{2F}_{x\,вт}$ сопротивления втулки, отнесенный к площади, ометаемой несущими винтами, равен 0,0028—0,0035. Для втулки рулевого винта $c^{р.\,в}_{x\,вт} = 0{,}003$. При наличии конструктивных проработок сопротивление втулки без обтекателя можно определить точнее с помощью коэффициента, отнесенного к площади миделя втулки. При шарнирном креплении лопастей $c_{x\,вт} = 1{,}2 \div 1{,}4$.

Некоторое влияние на сопротивление втулки оказывает расстояние от плоскости вращения втулки до поверхности фюзеляжа. Испытания, проведенные с макетом втулки без обтекателя, показали, что при увеличении $\Delta\bar{y}$ от 0,055 до 0,13 сопротивление увеличилось на 10%. Отметим, что сопротивление втулок практически не зависит от частоты вращения винта.

Лобовое сопротивление втулки может быть уменьшено приблизительно на 12% с помощью обтекателей типа манжет, установленных на рукава втулки и комлевую часть лопасти. При чечевицеобразной форме профиля обтекателей с относительной толщиной $\bar{c} = 25 \div 30\%$ и заостренной форме носика профиля можно уменьшить сопротивление центральной части несущего винта на 15—20%.

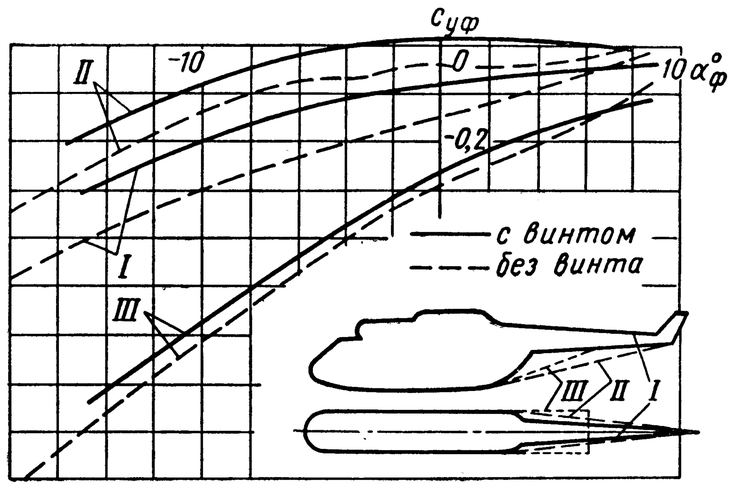
Лобовое сопротивление шасси представляет собой сумму сопротивлений колес, стоек и подкосов. Коэффициент сопротивления изолированного колеса зависит от конструкции шасси и растет с увеличением отношения диаметра колеса к его ширине. В среднем для колес удобообтекаемой формы $c_x = 0{,}25 \div 0{,}3$. Обычные колеса полубаллонного типа имеют $c_x = 0{,}45 \div 0{,}55$. Отметим, что преимущество колес обтекаемой формы может быть реализовано в случае применения не полностью убирающегося шасси. При неубирающемся шасси увеличение сопротивления вследствие взаимодействия сделает такое колесо эквивалентным полубаллонному. Сопротивление носового шасси и шасси, расположенного под крылом, зависит от места расположения. Например, если колесо касается поверхности носовой части фюзеляжа удобообтекаемой формы, то при передвижении колеса от носа до начала грузовой кабины его c_x увеличивается от 0,2 до 0,5. Если расстояние от поверхности фюзеляжа до колеса носового шасси

Таблица П.3

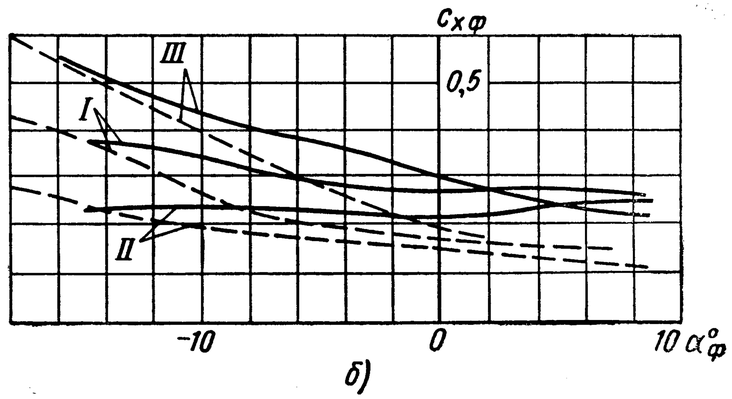
Элемент корпуса	c_x
Хвостовое оперение:	
тонкое;	0,011
средней толщины;	0,015
с раскосами и расчалками;	0,024
соосного вертолета с деградацией шайб	0,05—0,08
Эллиптический цилиндр, основание которого — сечение круглого цилиндра под углом α к образующей, обтекаемый при $Re = 0{,}9 \cdot 10^5$:	
$\alpha = 80°$	0,98
$\alpha = 70°$	0,96
$\alpha = 60°$	0,92
$\alpha = 50°$	0,74
$\alpha = 40°$	0,62
$\alpha = 30°$	0,48
$\alpha = 20°$	0,26

сделать равным диаметру колеса, то c_x увеличивается в среднем на 0,10—0,15. Если колесо касается крыла, нижняя поверхность которого близка к плоскости, то для обычного колеса c_x принимает значения 1,20; 0,85; 0,70 и 0,50 при расположении колеса на 10, 20, 30 и 50% хорды от носка крыла. При уборке колеса внутрь крыла на 1/4, 1/2, 3/4 диаметра его сопротивление соответственно уменьшается приблизительно на 30, 65, 90%. Для круглого цилиндра при угле атаки $\varepsilon = 0° \div 60°$ c_x можно найти по формуле $c_{x\varepsilon} = c_{x0} \cos(1{,}225\varepsilon)$, где c_{x0} — коэффициент сопротивления при $\varepsilon = 0$ — определяется в зависимости от числа Re по графику на стр. 395 в работе [31]. Коэффициенты сопротивления стоек и подкосов, имеющих эллиптическое сечение или заключенные в обтекатель, можно определить по табл.П.3.

Взаимодействие между элементами шасси может существенно увеличить их сопротивление. Так, при отношении расстояния l между хордами каплеобразных обтекателей к их толщине c, равном 1, сопротивление обтекателей увеличивается в 2,3 раза; при $l/c = 2$ — в 1,7 раза; при $l/c = 3$ — в 1,4 раза. При тех же относительных расстояниях между круглыми цилиндрами сопротивление соответственно увеличивается в 1,45; 1,13 и 1,07 раза.



а)



б)

Рис. П.3

Сумма сопротивления круглых цилиндров, установленных друг за другом, при относительном расстоянии между центрами цилиндров $l/d = 2$, 10, 20, 30 составляет соответственно 50, 70, 80, 85% сопротивления изолированных цилиндров (d — диаметр цилиндра). При угле между обычным колесом и круглой стойкой от 90° до 40° прирост сопротивления вследствие взаимодействия составляет приблизительно 30% сопротивления колеса, 40% при угле 20° и 70% при угле 0°. В первоначальных расчетах для учета взаимодействия полученное суммированием сопротивление шасси в зависимости от углов и относительного расстояния между элементами обычно увеличиваются на 10—30%.

Несущий винт практически не влияет на сопротивление плохообтекаемого фюзеляжа. Однако он может существенно изменить сопротивление удобообтекаемого фюзеляжа. На рис. П.3 приведены результаты испытаний трех моделей фюзеляжа, испытанных изолированно и в присутствии несущего винта при $\mu = 0{,}3$; $C_T = 0{,}0104$; $\mathrm{Re}_ф = 3{,}7 \cdot 10^6$. Прирост сопротивления вследствие взаимодействия между крылом и фюзеляжем зависит от формы фюзеляжа, профиля сечения крыла, угла атаки, расположения крыла относительно фюзеляжа. Результаты исследования взаимодействия между фюзеляжем, крылом и подкосами приведены в работе [31].

При расположении мотогондолы под крылом ее сопротивление зависит от места расположения по хорде. При совпадении максимальных толщин крыла и мотогондолы $c_{x\,мг} = 0{,}2 \div 0{,}23$; если относительное расстояние между положением максимальных толщин $l/b_к = \pm 0{,}3$, то $c_{x\,мг} = 0{,}1 \div 0{,}12$. В табл. П.3 даны значения коэффициентов сопротивления хвостового оперения вертолета и эллиптических цилиндров.

Зная сопротивление различных ненесущих элементов, суммированием определяют величину $\sum c_x S$, необходимую для аэродинамического расчета вертолета. В зависимости от формы и конструкции вертолета, угла атаки его фюзеляжа величину $\sum c_x S$ для учета взаимодействия следует увеличить на 5—15%.

Приложение 2

Пример 2.1. Определить удельную мощность двигателей, необходимую для висения вертолета одновинтовой схемы с крылом вне влияния воздушной подушки при следующих данных: $\omega R = 210$ м/с; $I_0 = 1{,}03$; $\overline{S}_к = 0{,}0365$; $\overline{l}_к = 0{,}92$; $\Delta\overline{N} + \Delta N_{ox} = 0{,}07$; $N_{р.\,в} = 0{,}11$; $\Delta = 1$; $\Delta T_ф = 0{,}02$; $p = 37{,}2$ кгс/м². По формулам (2.6) и (2.7) находим $\Delta T_к = 0{,}013$. Тогда $\Delta\overline{T} = 0{,}033$ и по формуле (2.18) $\overline{T} = 1{,}033$. По (2.20) находим $\xi = 0{,}82$, после чего формула (2.25) дает $N_{до}/\overline{T}mg = 0{,}287$. Следовательно, $N_{до}/mg = 0{,}297$.

Пример 2.2. Определить удельную мощность двигателей, потребную для висения вертолета поперечной двухвинтовой схемы вне влияния воздушной подушки на уровне моря при следующих данных: $\overline{z} = 2$; $\overline{z}_* = 1{,}8$; $\xi = 0{,}93$; $I_0 = 1{,}03$; $\overline{T} = 1{,}09$; $\omega R = 210$ м/с; $p = 45{,}3$ кгс/м². По формуле (2.25) $N_{до}/\mathrm{T}mg = 0{,}271$, т. е. $N_{до}/mg = 0{,}296$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Аэродинамика.** Под общей ред. проф. В. Ф. Дюрэнда. Т. IV. М., Оборонгиз, 1940, 403 с.

2. **Баскин В. Э., Вильдгрубе Л. С., Вождаев Е. С.** и др. Теория несущего винта. Под ред. А. К. Мартынова. М., «Машиностроение», 1973, 364 с.

3. **Баскин В. Э., Дьяченко А. С., Майкапар Г. И.** и др. Исследование течения воздуха и нагрузок на лопасти винта вертолета в горизонтальном полете. — «Инженерный журнал», т. 3, вып. 3, 1963, с. 446—459.

4. **Братухин И. П.** Автожиры. Теория и расчет. М., Госмашметиздат, 1934, 109 с.

5. **Ван Ши-цунь.** Обобщенная вихревая теория несущего винта вертолета. — В кн.: Вопросы аэродинамики несущих винтов вертолетов. — «Труды МАИ», вып. 142, 1961, с. 25—80.

6. **Ведров В. С., Тайц М. А.** Летные испытания самолетов. М., Оборонгиз, 1951, 484 с.

7. **Ветчинкин В. П., Поляхов Н. Н.** Теория и расчет воздушного гребного винта. М., Оборонгиз, НКАП, 1940, 520 с.

8. **Вильдгрубе Л. С.** Некоторые графические приемы аэродинамических расчетов. — ТВФ, 1945, № 4, с. 11—17.

9. **Вильдгрубе Л. С.** Оптимальные параметры геликоптеров на режимах вертикального полета. — ТВФ, 1946, № 3 и 5, с. 9—17.

10. **Вильдгрубе Л. С.** Определение летных характеристик геликоптера на всех режимах и выбор параметров при проектировании. — ТВФ, 1947, № 6, с. 1—9.

11. **Вильдгрубе Л. С.** Влияние корпуса вертолета одновинтовой или соосной схемы на оптимальную для режима висения форму лопастей несущего винта. — «Ученые записки ЦАГИ», т. III, 1972, № 4, с. 14—21.

12. **Вильдгрубе Л. С.** Учет влияния корпуса двухвинтового вертолета поперечной или продольной схемы при определении оптимальной для режима висения компоновки лопастей несущих винтов. — «Ученые записки ЦАГИ», т. III, 1972, № 5, с. 88—95.

13. **Вильдгрубе Л. С.** Оптимальная компоновка лопастей несущего винта одновинтового вертолета для режимов полета с горизонтальной скоростью. — «Ученые записки ЦАГИ», т. VI, 1973, № 4, с. 92—98.

14. **Вильдгрубе Л. С.** Оптимальные компоновки лопастей несущих винтов двухвинтовых вертолетов для режимов полета с горизонтальной скоростью. — «Труды ЦАГИ», 1973, вып. 1517, с. 33—40.

15. **Вильдгрубе Л. С.** Приближенные методы аэродинамического расчета вертолетов. — «Труды ЦАГИ», 1974, вып. 1576, с. 27.

16. **Вильдгрубе Л. С.** Исследование летных свойств вертолетов. Тематический сборник научных трудов МАИ. Проектирование вертолетов. Под ред. И. П. Братухина. М., Изд. МАИ, 1974, вып. 302, с. 5—17.

17. **Вильдгрубе Л. С.** Теория несущих винтов с плоской вихревой системой (Всесоюзный съезд по теоретической и прикладной механике). Аннотация докладов. М., Изд-во АН СССР, 1960, с. 54—55.

18. **Вильдгрубе Л. С.** Вариационные задачи в теории двухвинтовых несущих систем (Третий Всесоюзный съезд по теоретической и прикладной механике). Аннотации докладов. М., Изд-во АН СССР, 1968, с. 69—70.

19. **Вильдгрубе Л. С.** О движительных характеристиках несущего винта. — «Труды ЦАГИ», 1975, вып. 1685, с. 37—56.

20. **Вильдгрубе Л. С., Ольшанская А. В.** Взаимное индуктивное воздействие двухвинтовых несущих систем соосной и продольной схем. — «Труды ЦАГИ», 1975, вып. 1685, с. 57—62.

21. **Владимиров В. Н.** Экспериментальная проверка возможности уравнивания крутящих моментов на валах несущих винтов модели вертолета продольной схемы в потоке аэродинамической трубы. Аэродинамика и динамика вертолетов. Сборник работ. — «Труды ЦАГИ», 1972, вып. 1373, с. 82—89.

22. **Вождаев Е. С.** К теории несущего винта с произвольным углом атаки. — «Труды ЦАГИ», 1972, вып. 1373, с. 3—23.

23. **Гласс Ф. Г.** Обобщенные методы аэродинамического расчета и их применение к сравнительной оценке летно-технических свойств самолетов. — «Труды ЦАГИ», 1935, вып. 185, 57 с.

24. **Горощенко Б. Т.** Расчет максимальной скорости полета. М., Оборонгиз, 1944, 422 с.

25. **Жуковский Н. Е.** Полное собрание сочинений. Т. VI, М., ОНТИ, 1937, 430 с.

26. **Жуковский Н. Е.** О полезном грузе, поднимаемом геликоптером. Полн. собр. соч., т. 6, М., ОНТИ НКТП, 1937 г., с. 32—42.

27. **Колков В. Г.** Исследование вихревой системы несущего винта вертолета. — «Ученые записки ЦАГИ», 1970 г., т. I, № 4, с. 113—117.

28. **Квоков В. Н.** Потери подъемной силы несущих винтов вертолетов на вертикальную обдувку крыла и фюзеляжа на режиме висения. — «Труды ЦАГИ», 1972, вып. 1373, с. 39—45.

29. **Лепилкин А. М.** Вихревая теория несущего винта и взаимного влияния винтов. — «Известия АН СССР», сер. «Механика и машиностроение», 1963, № 5, с. 77—108.

30. **Майкапар Г. И.** Приложение вихревой теории винта. — «Труды ЦАГИ», 1947, вып. 613, с. 17—42.

31. **Мартынов А. К.** Экспериментальная аэродинамика. М., Оборонгиз, 1950, 475 с.

32. **Миль М. Л.** Аэродинамика несущего винта с шарнирным креплением лопастей при криволинейном движении. — «Труды ЦАГИ», 1940, вып. 465, 60 с.

33. **Миль М. Л., Ярошенко В. Н.** Аэродинамический расчет геликоптера. — ТВФ, 1946, № 11, с. 1—10.

34. **Миль М. Л., Некрасов А. В., Браверман А. С.** и др. Вертолеты. Расчет и проектирование. Аэродинамика. Под ред. М. Л. Миля. М., «Машиностроение», 1966, 456 с.

35. **Михайлов А. Н.** Теория ротора автожира с переменным углом установки. — ТВФ, 1940, № 3, с. 54—66.

36. **Мостовой Ю. С.** Графоаналитический метод выбора режимов полета гражданских аппаратов вертикального взлета и посадки с учетом экономики. — «Самолетостроение и техника Воздушного Флота». Харьков, Изд-во ХГУ, 1968, вып. 15, с. 136—143.

37. **Остославский И. В., Титов В. М.** Аэродинамический расчет самолета. М., ОНТИ, 1938. 484 с.

38. **Проскуряков А. П.** Аэродинамический расчет несущего винта с переменным по азимуту углом установки лопастей. — «Труды ЛИИ», 1946, № 16, с. 24.

39. **Проскуряков А. П.** Теория несущего винта при нулевом угле атаки. — «Прикладная математика и механика». 1956, т. XX, вып. 4, с. 519—531.

40. **Слуцкий А. И.** Оптимальная циркуляция с учетом качества профиля для винта с конечным числом лопастей. — «Труды ЦАГИ», 1940, вып. 529, с. 44—56.

41. **Шайдаков В. И.** Новый метод расчета вертикальной скороподъемности вертолета.— «Известия вузов», сер. «Авиационная техника», 1959, № 4, с. 64—69.

42. **Шайдаков В. И.** Теоретические исследования работы несущего винта вертолета на режимах вертикального снижения.— «Известия вузов», сер. «Авиационная техника», 1960, № 1, с. 43—51.
43. **Шайдаков В. И.** Исследование режимов вертикального снижения вертолета. — Труды МАИ, вып. 142. Сб. статей «Вопросы аэродинамики несущих винтов вертолетов», 1961, с. 81—141.
44. **Шайдаков В. И.** Аэродинамический расчет несущего винта вертолета на режимах вертикального снижения методом кольцевых вихрей. — «Известия вузов», сер. «Авиационная техника», 1967, № 1, с. 29—36.
45. **Юрьев Б. Н.** Некоторые вопросы теории геликоптера. 3-я Всесоюзная конференция по аэродинамике. М., Изд-во ЦАГИ, 1935, с. 49—58.
46. **Юрьев Б. Н.** Исследование летных свойств геликоптеров. М., Изд-во ВВА имени Н. Е. Жуковского, вып. № 49, 1939, с. 77.
47. **Юрьев Б. Н.** Проблема геликоптера. — «Известия АН СССР, отделение техн. наук», 1945, № 6, с. 467—481.
48. **Юрьев Б. Н. Касторский В. Е.** Геликоптеры. М., Изд-во ВВА им. Н.Е.Жуковского, 1951, 296 с.
49. **Юрьев Б. Н.** Аэродинамический расчет вертолетов. М., Оборонгиз, 1956, с. 560.
50. **Юрьев Б. Н.** Воздушные винты. М., Госмашметиздат, 1933, с. 400.
51. **Юрьев Б. Н.** Экспериментальная аэродинамика, часть II. Индуктивное сопротивление. М., НКОП СССР, 1938, с. 276.
52. **Castles W., De Leeuw J. N.** The Normal Component of the Induced Velocity in the Vicinity of a Lifting Rotor and Some Examples of the Applications. — NACA Rep., 1954, N 1184, 15 p.
53. **Harris F. D.** An Analytical Study of Rotor Performance at High Forward Speeds. — In: Proc. of the Seventeenth Annual Nat. Forum Amer. Helicopter Soc., Wash., 1961, p. 90—110.
54. **Heyson H. H., Katzoff S.** Indiced Velocities Near a Lifting Rotor with Non-Uniform Disk Loading — NACA Rep., 1957, N 1319, 15 p.
55. **Huston R. and Tapscott R.** Results of Some Wind Tunnel and Flight Studies with Helicopters at NACA. — In: Vertical Takeoff and Landing Aircraft, N 4, 1963, p. 57—69 (Annals of the New York Academy of Sciences 107, Art 1).
56. **Mangler K. W., Squire H. B.**, The Induced Velocity Field of a Rotor. — ARC, R. and M., 1953, N 2642, 16 p.
57. **Sissingh G.** Beitrag zur Aerodynamik der Drehflügelflugzeuge, — «Lüftfahrt — Forschung», — 1938, N 6, p. 13—18, 1940, N 7, p. 14—21.
58. **Wheatley J., Hood M. J.** Full Scale Wind Tunnel Tests of a PCA-2 Autogiro Rotor, p. 14. — NACA, Rep. 1935, N 515. (см. также ТВФ, 1937, № 10)
59. **Drzewiecki S.** Bulletin de L'Association Technique Maritime, 1892, p. 10—17.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие 3
Основные обозначения 4
Введение 7

Глава 1. **Аэродинамические характеристики несущих винтов на режимах висения и вертикального подъема** 11
1.1. Расчет аэродинамических характеристик несущего винта . . . 11
1.2. Упрощенное определение аэродинамических характеристик несущего винта 18
1.3. Аэродинамические характеристики соосных несущих винтов 25
1.4. Аэродинамические характеристики частично перекрывающихся несущих винтов 30

Глава 2. **Висение и полет вертолета по вертикали с установившейся скоростью** 34
2.1. Характеристики вертолета на режимах висения, вертикального подъема и снижения 34
2.2. Оптимальные параметры несущих винтов на режимах висения и вертикального подъема 43
2.3. Оптимальная форма лопастей несущих винтов для режимов висения и вертикального подъема 46
2.3.1. Изолированный несущий винт 46
2.3.2. Несущий винт для одновинтового или соосного вертолета 52

Глава 3. **Аэродинамические характеристики несущих винтов на режимах полета с горизонтальной скоростью** 59
3.1. Силы, развиваемые несущим винтом, и мощность, потребная на его вращение 59
3.2. Основные положения теории несущего винта с плоской вихревой системой 61
3.3. Коэффициенты компонент аэродинамической силы и момента, возникающих на несущем винте с шарнирным креплением лопастей 71
3.4. Коэффициенты мощности, затрачиваемой на профильное и индуктивное сопротивления лопастей 76
3.5. Индуктивное сопротивление двухвинтовых несущих систем 79
3.6. Индуктивное сопротивление многовинтовых несущих систем 88

Глава 4. **Полет вертолета с установившейся горизонтальной скоростью** 91
4.1. Уравнения аэродинамического расчета вертолетов 91
4.2. Расчет вертолета с крылом 102
4.3. Экстремальные режимы полета 110
4.4. Оптимальная компоновка лопастей несущих винтов для полета с горизонтальной скоростью 116

Глава 5. **Приближенный аэродинамический расчет вертолетов** . . . 126
5.1. Висение и подъем по вертикали 126
5.2. Удельная мощность, потребная для полета с горизонтальной скоростью 127
5.3. Дифференциальные поправки в аэродинамическом расчете вертолетов 135

Приложения 140
Список литературы 148