

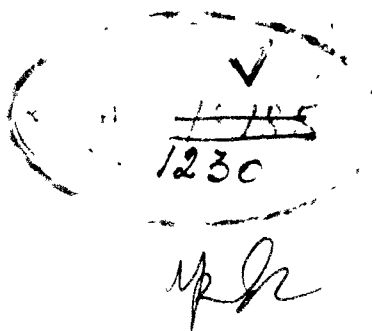
А. ГЕССОВ и Г. МЕЙЕРС

629.135.15.01.2
Г 437

АЭРОДИНАМИКА ВЕРТОЛЕТА

Перевод с английского
инж. В. И. БИРЮЛИНА

Под редакцией
проф. И. П. БРАТУХИНА



ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1954

Расчет характеристик набора высоты	182
Расчет дальности и продолжительности полета	183
Экспериментальные данные и их сравнение с теорией	183
Влияние характеристик профиля на характеристики несущего винта	183

Глава IX

Срыв потока на лопастях несущего винта

Возрастание срыва на лопасти	191
Сравнение расчетных и замеренных областей срыва	193
Факторы, влияющие на срыв потока на лопастях	194
Определение предельных условий работы несущего винта	196
Потери мощности, вызываемые срывом	196
Конструктивные средства затягивания срыва на лопастях	198
Метод расчета угла атаки на конце отступающей лопасти	201
Метод учета потерь от срыва при расчете характеристик	201

Глава X

Введение в устойчивость вертолета

Условные обозначения	205
Определение устойчивости	206
Характеристики несущего винта	206
Устойчивость на режиме висения	214
Продольная устойчивость при полете вперед	220
Закключение	231

Глава XI

Введение в вопросы вибрации вертолетов

Виды вибраций	234
Источники энергии обычных вибраций	235
Возбуждающие силы на лопастях несущего винта	235
Периодический изгиб лопастей	236
Силы, передаваемые на втулку несущего винта	238
Момент на лопасти относительно ее продольной оси и нагрузки на ручке	240
Реагирование вертолета на силы, прикладываемые к втулке несущего винта	244
Библиография	245

Книга Гессоу и Мейерса представляет собой систематическое изложение аэродинамики вертолета.

Авторы, пользуясь минимальным количеством сложных математических формул, дают физическую картину работы несущего винта и полета вертолета.

Глава I дает общее представление об устройстве вертолета.

В главах II, III, IV и V подробно рассматривается работа несущего винта в осевом потоке

Глава VI посвящена движению лопасти и действию управления на движение лопасти.

В главах VII, VIII и IX изложена аэродинамика несущего винта при кривой обдувке и рассматриваются характеристики вертолета при полете вперед.

В главе X излагается физическая сущность устойчивости вертолета на режимах висения и полета вперед.

Книга заканчивается главой, кратко излагающей некоторые вопросы вибраций вертолетов.

ОТ РЕДАКТОРА РУССКОГО ПЕРЕВОДА

Аэродинамика вертолета является трудным предметом для изучения и требует ясного представления физической картины работы несущего винта и полета вертолета.

В опубликованной до сих пор литературе по вопросам аэродинамики вертолета недостаточно уделялось внимания разъяснению физического смысла приводимых математических формул. Данная книга лишена этого недостатка.

Авторы, излагая вопросы аэродинамики вертолета, сумели раскрыть в доступной форме физическую картину работы несущего винта, устойчивости и управляемости вертолета. Успешно применена к расчету несущего винта на вертикальных режимах и висении импульсная теория несущего винта, созданная в нашей стране Б. Н. Юревым и Г. Х. Сабининым еще в 1910 г.

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
32	11 сверху	теории	теореме
43	1 сверху	поставить	подставить
49	8 сверху	(см. фиг. II. 5)	(см. фиг. II. 4)
57	Формула (III. 21)	$r^2 \int_0^{\pi} =$	$\frac{r^2}{2} \int_0^{\pi} =$
74	Формула (IV. 9)	$b_{кц} v$	$b_{кц} \frac{v}{\omega R}$
81	Формула (IV. 22)	$\Delta m_k =$	$\Delta m_{k\infty} =$
152	14 сверху	$\theta_1 = \theta_{кц} - \theta_0$	$\theta_1 = \theta_{кц} - \theta_0$

ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРОВ

Аэродинамика винтокрылых аппаратов, в том виде и объеме, в каких она создана на сегодня, появилась в результате более чем двадцатилетней работы многих талантливых исследователей. В то время как наши знания в вопросах вертолетной техники все еще весьма ограничены, теоретические вопросы аэродинамики с помощью экспериментов в аэродинамических трубах и летных испытаний разработаны достаточно хорошо.

Решение многих вопросов, связанных с конструированием вертолетов, требует понимания основ аэродинамики, поэтому авторы старались возможно яснее изложить вопросы аэродинамики вертолетов в том виде, в каком они отработаны в настоящее время.

Эта книга написана как учебник, а также как пособие для инженеров вертолетной промышленности.

Значительный опыт в области аэродинамики вертолета авторы приобрели, работая в летном отделе Ланглеевской лаборатории, и поэтому основой материала, изложенного в книге, послужили работы, проведенные в течение последних 15 лет (более 70 опубликованных работ) в этой лаборатории.

Авторы старались дать физическую картину работы несущего винта. Сложные математические формулы приводятся только там, где они имеют основное значение. Преследовалась цель дать математические выражения, легко используемые на практике для целей конструирования.

Для облегчения усвоения материала теми, кто практически незнаком с вертолетами, в главе I дано общее представление о вертолетах и их устройстве. Затем разбирается аэродинамика режима висения, так как на примерах режима висения легче сообщать основные понятия, не усложняя вопрос явлениями поступательного полета. По этим же соображениям самовращение разбирается на режиме вертикального спуска.

Для понимания явлений, происходящих при поступательном полете, рассматриваются маховое движение лопасти и ее поворот относительно продольной оси.

Уравнения моментов и основных сил несущего винта в косом потоке дают возможность определять характеристики вертолета. Этот метод исключительно прост и в то же время позволяет определить характеристики вертолета точнее, чем любой из опубликованных до сих пор. Дано приложение теории как к моторному по-

лету, так и к полету на режиме самовращения, рассматриваемому как случай, когда мощность на валу равна нулю.

В книге рассматриваются также различные конструктивные параметры, например, нагрузка на диск, заполнение, крутка лопасти и их влияние на характеристики; освещаются вопросы срыва и сжимаемости потока на лопастях несущего винта при высоких скоростях полета; указываются средства, с помощью которых конструктор может избежать срыва и сжимаемости потока на лопастях и получить более высокую скорость; наконец, в отдельных главах дается физическая картина устойчивости и вибрации вертолета.

В библиографии А дается полный перечень работ НАСА по винтовым летательным аппаратам, ссылки на которые в тексте обозначаются двумя цифрами (например, VI.3). Перечень работ других организаций дан в библиографии Б, ссылки на них в тексте даются одной цифрой (например, 24).

Авторы выражают свою благодарность Ф. Б. Густафсону — руководителю летных исследований по вертолетам в лаборатории Ланглея и Т. И. Маккорклу, иллюстрировавшему книгу.

А. Гессоу, Г. Мейерс

Хэмптон, Вирджиния.

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ И ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

Сокращения

АП — автомат-перекос.

ГШ — горизонтальный шарнир.

ВШ — вертикальный шарнир.

ОШ — осевой шарнир.

ц. т. — центр тяжести.

к. п. д. — коэффициент полезного действия.

Основные обозначения

Геометрические характеристики

R — радиус несущего винта в м.

r — радиус сечения лопасти в м.

$\bar{r} = \frac{r}{R}$ — относительный радиус сечения лопасти.

F — площадь диска несущего винта в м.

b — хорда сечения лопасти в м.

b_e — эквивалентная хорда.

$l_{ГШ}$ — расстояние от оси вращения несущего винта до оси горизонтального шарнира в м.

$l_{ВШ}$ — расстояние от оси вращения несущего винта до оси вертикального шарнира в м.

β_* — угол притекания потока к сечению лопасти в градусах.

$\beta_{*кц}$ — то же на конце лопасти в градусах.

θ — угол установки сечения лопасти, отсчитываемый от линии нулевого c_y до плоскости вращения в градусах.

$\theta_{кц}$ — то же на конце лопасти в градусах.

α — угол наклона кривой подъемной силы сечения по углу атаки $\frac{dc_y}{d\alpha}$.

α_r — угол атаки сечения лопасти в градусах.

β — угол подъема лопасти над плоскостью вращения несущего винта в градусах.

ξ — угол поворота лопасти относительно вертикального шарнира в градусах.

ψ — угол азимутального положения лопасти в градусах.

α — угол атаки несущего винта в градусах.

$\theta_{наб}$ — угол набора высоты вертолетом в градусах.

k — число лопастей несущего винта

Кинетические, массовые и динамические характеристики

- V — скорость полета в км/час.
 V_y — вертикальная скорость вертолета в м/сек.
 V_1 — осевая скорость воздуха в плоскости диска несущего винта в м/сек
 v — индуктивная скорость в м/сек.
 W — равнодействующая скорость у элемента лопасти в м/сек.
 ω — угловая скорость вращения несущего винта в рад/сек.
 T — тяга несущего винта в кг.
 T_1 — тяга одной лопасти в кг.
 G_s^* — вес вертолета в кг.
 $N_{цб\ddot{1}}$ — центробежная сила в кг.
 Y — подъемная сила в кг.
 H — продольная сила несущего винта в кг.
 H_p — часть продольной силы от профильного сопротивления в кг.
 H_i — часть продольной силы от индуктивного сопротивления в кг.
 S — поперечная сила несущего винта в кг.
 N — мощность в л. с.
 M_k — крутящий момент несущего винта в кгм.
 M_k — компонент крутящего момента несущего винта от индуктивного сопротивления в кгм.
 M_{kp} — компонент крутящего момента несущего винта от профильного сопротивления в кгм.
 N_{Vy} — мощность, затрачиваемая на подъем вертолета, в л. с.
 N_h — мощность, затрачиваемая на висении, в л. с.
 $J_{ГШ}$ — момент инерции лопасти относительно горизонтального шарнира в кг м сек².

Параметры и коэффициенты

$$\sigma = \frac{kb_{0,7}}{\pi R} \text{ — коэффициент заполнения несущего винта.}$$

$$\mu = \frac{V \cos \alpha}{\omega R} \approx \frac{V}{\omega R} \text{ — характеристика режима работы винта.}$$

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha + v}{\omega R} \text{ — коэффициент протекания}$$

$$\epsilon_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega R)^2} \text{ — коэффициент тяги несущего винта.}$$

$$m_k = \frac{M_k}{\frac{1}{2} \rho \pi R^2 (\omega R)^2 R} \text{ — коэффициент крутящего момента несущего винта.}$$

$$p = \frac{G}{F} \text{ — удельная нагрузка на диск несущего винта в кг/м}^2.$$

$$q = \frac{G}{N} \text{ — удельная нагрузка на мощность в кг/л. с.}$$

$a_0; a_1; b_1; a_2; b_2$ — коэффициенты махового движения.

M — коэффициент совершенства несущего винта.

M_i — коэффициент совершенства идеального несущего винта.

$$\gamma = \frac{ab_{0,7}R^4}{2J_{\text{ГШ}}} \text{ — массовая характеристика лопасти.}$$

$c_{x p}$ — коэффициент профильного сопротивления.

$m_{k p}$ — компонент коэффициента крутящего момента от профильного сопротивления.

$m_{i i}$ — компонент коэффициента крутящего момента от индуктивного сопротивления.

δ — осредненное значение профильного сопротивления лопасти.

$c_{x \text{ н. в}}$ — коэффициент сопротивления.

c_y — коэффициент подъемной силы.

B — коэффициент концевых потерь несущего винта.

ρ — массовая плотность воздуха в $\text{кг сек}^2/\text{м}^4$.

Глава I

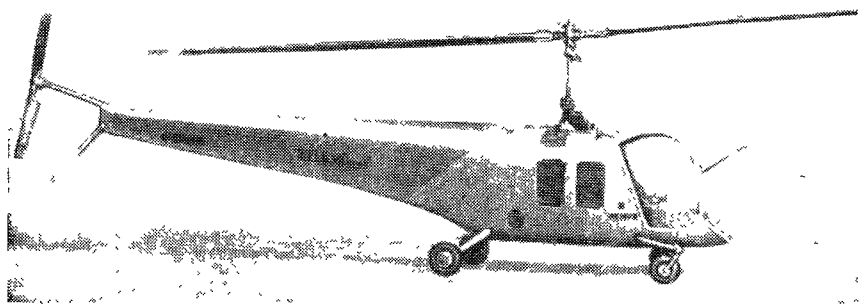
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ УСТРОЙСТВЕ ВЕРТОЛЕТОВ

В настоящей главе читателю дается общее представление об устройстве вертолета, а также излагаются возможности вертолетов и их летные свойства. Это должно облегчить понимание излагаемого далее материала.

Типы вертолетов

Вертолеты можно подразделить на несколько типов, имеющих свои особенности, преимущества и недостатки.

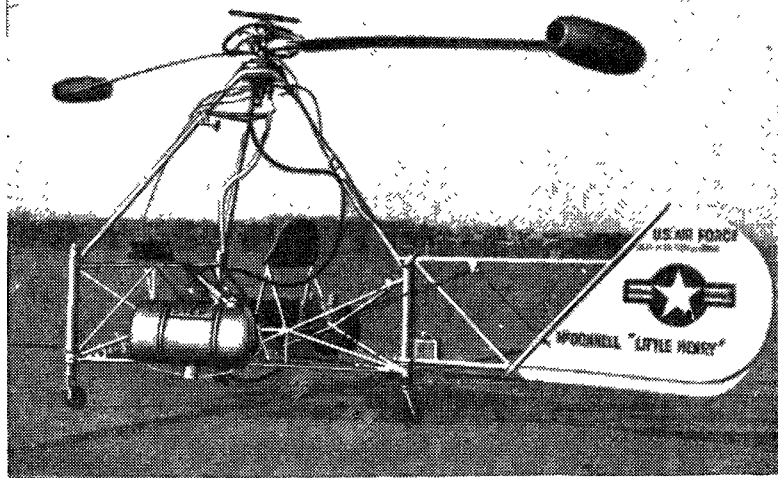
Одновинтовой вертолет. В настоящее время наиболее распространенным типом является одновинтовой вертолет с хвостовым



Фиг. 1.1. Одновинтовой вертолет Белл Н-13.

винтом (фиг. 1.1). Преимуществами данного типа является относительная простота — один несущий винт, простое управление, — одна главная трансмиссия. Несмотря на то что хвостовой винт потребляет 8—10% мощности мотора на висении и 3—4% в поступательном полете, простота устройства и экономия в весе по сравнению с другими способами компенсации крутящего момента, очевидно, покрывают эти потери мощности. Недостатком схемы является опасность, которую хвостовой винт представляет для наземного персонала.

Жи ро ди н — вертолет, у которого ось винта, компенсирующего крутящий момент, направлена по полету. В этом случае винт создает тягу вперед, вместо того чтобы для этого использовать главный несущий винт. Таким образом, несколько повышается эффективность несущего винта, поскольку исключается необходимость в его наклоне вперед, что приводит к более равномерному распределению углов атаки по несущему винту. На жиродине винт, компенсирующий крутящий момент несущего винта, следует распола-



Фиг. 1.2. Вертолет с прамоточными РД фирмы Мак Донал.

гать так, чтобы не создавать значительного лобового сопротивления на коротком плече, что приводит к увеличению мощности, подаваемой к компенсирующему винту.

Реактивный вертолет (фиг. 1.2) дает простейшее решение проблемы крутящего момента. Крутящий момент несущего винта создается двигателями, расположенными на концах лопастей, а не передается через вал. Единственный момент, который передается на фюзеляж, — это момент трения подшипников. Путевое управление может быть осуществлено с помощью килевой поверхности или руля, использующих индуктивный поток от несущего винта на висении или набегающий поток при поступательном полете. Реактивная тяга может создаваться реактивными двигателями, расположенными на концах лопастей, или реактивными соплами, помещаемыми там же, но снабжаемыми воздухом от нагнетателя, установленного в фюзеляже и приводимого двигателем. Преимуществом реактивного несущего винта является его простота, к недостаткам же следует отнести высокий расход топлива. Развитие реактивных вертолетов будет всецело зависеть от развития соответствующих двигателей.

Соосный вертолет. В соосном вертолете (фиг. I.3) момент на фюзеляже отсутствует вследствие наличия двух расположенных друг над другом винтов, вращающихся в противоположных направлениях. Эти винты могут иметь одинаковые или различные диаметры. Единственным обязательным требованием является равенство крутящих моментов у обоих винтов. Соосный вертолет имеет меньшие габариты по сравнению с одновинтовым вертолетом; при этой схеме мощность на компенсацию крутящего момента не



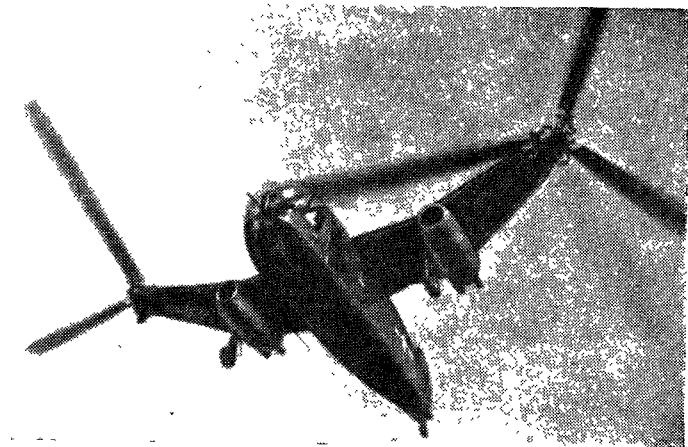
Фиг. I.3. Соосный вертолет Бендикс.

затрачивается. Однако управление у соосного вертолета значительно сложнее, чем у других вертолетов, и они имеют больший вес несущей системы.

Вертолет с поперечным расположением несущего винта (фиг. I.4). Основным преимуществом такого вертолета является уменьшение потребной для поступательного полета мощности, подобно тому как это происходит при увеличении удлинения самолетного крыла.

Это преимущество становится важным в больших многомоторных вертолетах, где требуется продолжение горизонтального полета при одном остановившемся моторе. Недостаток этого типа вертолета заключается в том, что он имеет большое вредное сопротивление вследствие лобового сопротивления конструкции, поддерживающей разнесенные несущие винты. Если эту конструкцию сделать небольшой по габаритам и обтекаемой, то получается значительная

прибавка в весе. Конструкцию, поддерживающую несущие винты, можно сделать несущей, тогда она частично разгрузит несущие винты при поступательном полете, что повысит общее качество вертолета. По сравнению с одновинтовой схемой вертолет с поперечным расположением винтов имеет более сложную трансмиссию и увеличенные габариты, хотя последние зависят от степени перекрытия несущего винта. Синхроптер (вертолет с перекрещивающимися несущими винтами), у которого винты перекрывают друг друга очень сильно, отличается компактностью и относительной простотой трансмиссии, достигаемыми за счет снижения качества.

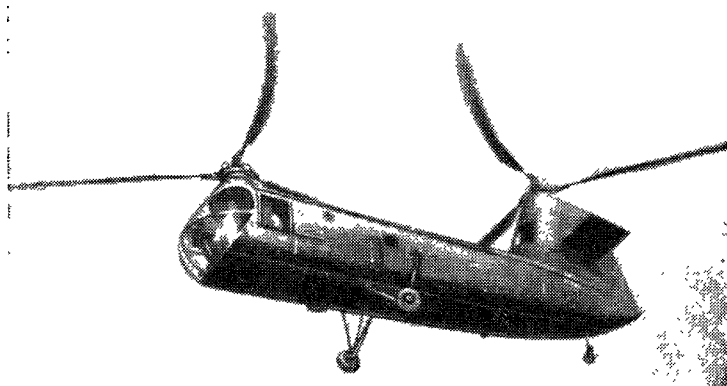


Фиг. 1.4. Вертолет поперечной схемы Мак Донал ХНJD-1

Вертолет с продольным расположением несущего винта. Главным преимуществом вертолета с продольным расположением несущего винта (фиг. 1.5) является вместительный фюзеляж и значительные пределы допускаемого перемещения центра тяжести. Полезная нагрузка может быть распределена между несущими винтами в различных пропорциях. Недостатки, вызываемые усложненной трансмиссией и ее повышенным весом, подобны упомянутым для вертолетов с поперечным расположением винтов. Другим серьезным недостатком продольной схемы является пониженная эффективность винтов, так как один из них работает в струе другого. Потеря качества при поступательном полете может быть несколько уменьшена расположением заднего несущего винта с некоторым превышением над передним. Вертолеты продольной схемы могут иметь винты различных диаметров. При соответствующем выборе соотношения размеров переднего и заднего винтов можно получить улучшение устойчивости и управляемости.

Многовинтовые вертолеты. Было много проектов многовинтовых вертолетов главным образом тяжелого типа. Не-

сколько несущих винтов могут упростить управление, так как поворот вертолета относительно любой из трех осей может производить-



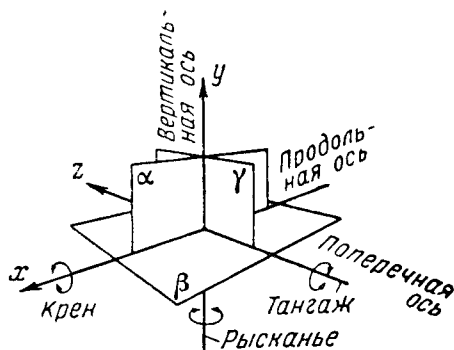
Фиг. 1.5. Вертолет продольной схемы Пясецкий НРР-1.

ся простым увеличением тяги одного несущего винта относительно других. Для тяжелых вертолетов многовинтовая схема позволяет сохранять размеры винтов в разумных пределах.

Способы управления вертолетами

Рассмотрев типы вертолетов, разберем системы управления, применяемые на них.

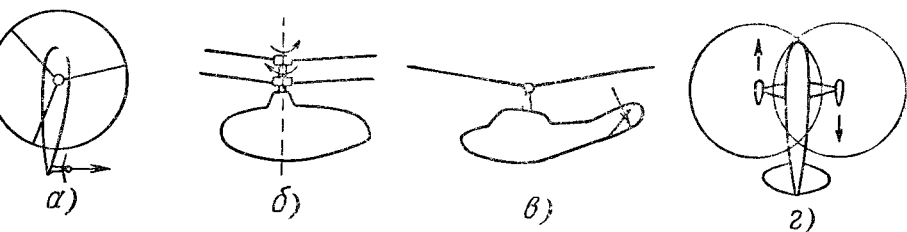
Требования к управлению. Чтобы полностью управлять телом в пространстве, нужно иметь возможность изменять силы и моменты относительно трех взаимно перпендикулярных осей. Это требует шесть независимых управлений (фиг. 1.6). Например, если тело движется в сторону, необходимо приложить силу, чтобы вернуть его в первоначальное положение. Если оно вращается, необходимо приложить момент, чтобы остановить вращение. Для человека было бы чрезвычайно трудно координированно осуществлять шесть независимых управлений, к счастью, возможно уменьшить количество управлений, объединяя их.



Фиг. 1.6. Система осей.

Летчику на вертолете действительно требуется создавать моменты относительно всех трех осей, чтобы выровнять машину, накре-

ненную порывом ветра. Однако ему не требуется создавать момент (например, пикирующий) без создания в то же время соответствующей силы, в нашем случае силы, действующей в продольном направлении. Он жертвует здесь равновесием сил, которое имеет место на висении, и вращает фюзеляж так, чтобы получить желаемое положение. Таким образом, одновременное создание момента тангажа и продольной силы исключает одно из шести независимых



Фиг. 1.7. Способы путевого управления.

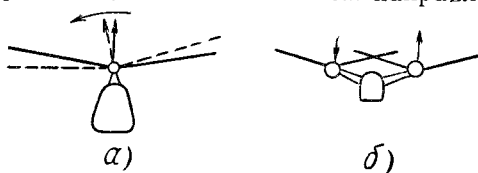
a — рулевой винт, *b* — дифференциальное изменение момента двух соосных винтов; *в* — поверхность в индуктивном потоке, *г* — дифференциальный наклон несущих винтов.

управлений. Фактически для вертолета необходимы четыре независимых управления. Рассмотрим их.

1. *Вертикальное управление* необходимо для изменения положения вертолета в пространстве по вертикали.

Управление по вертикали осуществляется с помощью одновременного изменения угла установки всех лопастей несущего винта (управление общим шагом), что вызывает изменение величины его тяги.

2. *Путевое управление* определяет положение вертолета в пространстве относительно вертикальной оси и позволяет летчику направлять нос вертолета в любом желаемом направлении в горизон-



Фиг. 1.8. Способы поперечного управления.

a — наклон вектора тяги несущего винта, *b* — дифференциальное изменение тяги

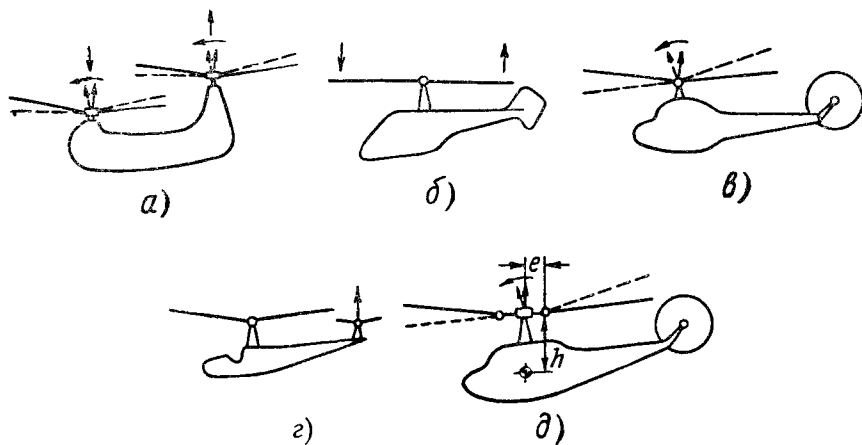
тальной плоскости. Способы осуществления путевого управления изображены на фиг. 1.7.

3. *Поперечное управление* включает использование как моментов, так и сил. Когда летчик приводит в действие поперечное управление, возникает кренящий момент относительно центра тяжести, и вертолет наклоняется. В результате наклона компонент вектора тяги начинает действовать в направлении крена. Поэтому действие поперечного управления вызывает одновременно крен и боковое перемещение вертолета. Способы поперечного управления показаны на фиг. 1.8. Для вертолета поперечной схемы первоначальное дей-

ствии поперечного управления создает чистый кренящий момент, а для одновинтового вертолета одновременно возникает и боковая сила.

4. Продольное управление аналогично поперечному. Моменты тангажа возникают одновременно с продольными силами. Способы продольного управления для различных схем вертолетов показаны на фиг. 1.9.

Взаимовлияние при действии управлений обычно нежелательно. Например, у одновинтового вертолета увеличение вертикальной



Фиг. 1.9. Способы продольного управления.

a — дифференциальное изменение тяги; *б* — изменение тяги по азимуту (жесткий винт); *в* — наклон вектора тяги несущего винта; *г* — горизонтальный рулевой винт; *д* — наклон вектора тяги с применением разнесенных горизонтальных шарниров.

силы вызывает увеличение крутящего момента, что требует коррекции путевого управления для сохранения первоначально заданного направления полета. Такое взаимовлияние управления требует сложной координации движений летчика и удлиняет время подготовки летчиков.

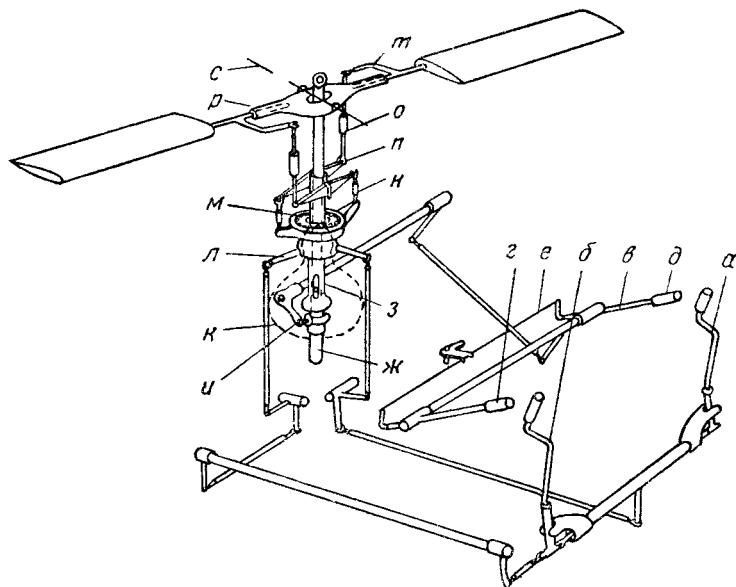
Рычаги управления у летчика. Для создания сил и моментов, необходимых для управления машиной, летчик снабжается рычагами управления, на которые он воздействует руками и ногами. Обычная система рычагов, описываемая ниже, показана на фиг. 1.10.

Ручка управления располагается перед летчиком. Она весьма похожа на ручку управления на самолетах и служит для осуществления продольного и поперечного управления. На вертолете летчик отклоняет ручку в направлении, в котором он желает двигаться: вперед, вбок, назад.

Педали, как и в самолете, служат для путевого управления. Для поворота вертолета вправо летчик нажимает на правую педаль, для поворота влево — на левую.

Рычаг общего шага приводится левой рукой летчика и служит для одновременного изменения углов установки всех лопа-

стей несущего винта, для вертикального перемещения вертолета и для коррекции высоты при горизонтальном полете. Если управление механическое, рычаг общего шага располагается обычно сбоку у летчика и перемещается вверх и вниз. Если общий шаг имеет электрическое или гидравлическое управление, рычаг общего шага



Фиг I 10 Система управления обычного вертолета.

а — ручка управления первого летчика б — ручка управления второго летчика, в — рычаг управления дросселем первого летчика, г — рычаг управления общим шагом второго летчика д — рукоятка управления дросселем е — тяга связи управления дросселем первого и второго летчиков, ж — вал несущего винта з — ползушка общего шага (двигается вверх и вниз одновременно вращаясь с валом) и — механизм перемещающий ползушку общего шага по валу, к — картер редуктора (закреплен на фюзеляже) л — невращающаяся часть автомата перекоса (смонтирована на универсальном шарнире который позволяет ей наклониться в любом направлении, но не допускает перемещения м — вращающаяся часть автомата перекоса (наклоняется вместе с невращающейся частью) н — нижняя тяга о — верхняя тяга (регулируемая по длине для регулирования угла установки топ-стей) п — двуплечий рычаг (верхняя тяга движется вверх когда центр рычага движется вверх перемещением ползушки з, и совершает колебательное движение когда автомат перекоса наклонен) р — подшипник воспринимающий центробежную силу лопасти, с — ось горизонтального шарнира (махового движения) т — рычаг управления углом установки лопасти

может быть очень небольшим и может располагаться в любом удобном месте; однако при этом должен быть предусмотрен большой аварийный рычаг, которым можно пользоваться в случае отказа электрики или гидравлики.

Рычаг управления дросселем двигателя обычно располагается вблизи рычага общего шага или на нем. В случае механического управления регулирование открытия дросселя осуществляется вращением рукоятки, расположенной на конце рычага общего шага. В случае электрического или гидравлического управ-

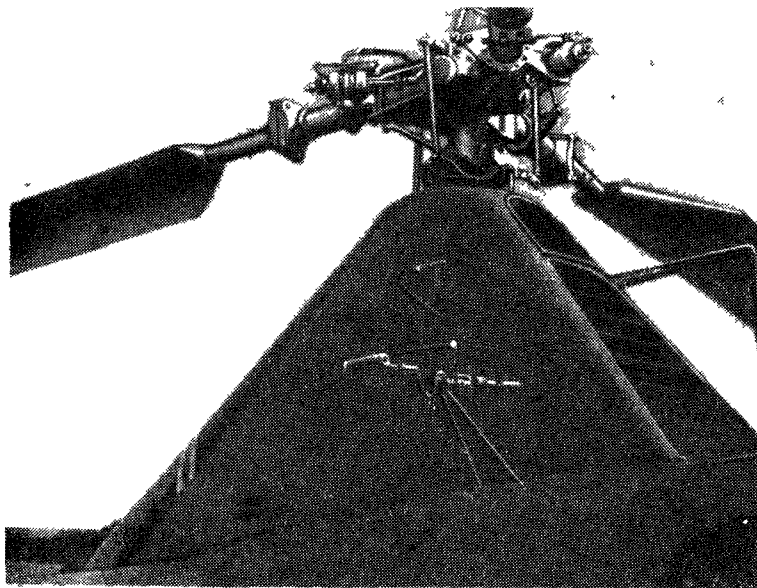
ления рычаг управления дросселем может быть расположен рядом с рычагом общего шага, так чтобы оба рычага можно было перемещать совместно одной рукой. В обоих случаях предусматривается механическая связь управления общим шагом и дросселем, чтобы при увеличении шага происходило открытие дросселя двигателя и обороты несущего винта поддерживались приблизительно постоянными. Может быть установлен регулятор постоянных оборотов, полностью освобождающий летчика от наблюдения за оборотами и от управления шагом или дросселем. В первом случае регулятор воздействует на шаг, устанавливая его в соответствии с мощностью двигателя, во втором случае регулятор воздействует на дроссель двигателя, обеспечивая создание мощности, соответствующей установленному шагу.

Иногда создаются устройства, обеспечивающие автоматическое уменьшение шага несущего винта, с тем чтобы сохранить минимальные обороты, необходимые для самовращения в случае отказа двигателя или опоздания летчика уменьшить шаг.

Типы несущих винтов

Имеются три основных типа несущих винтов

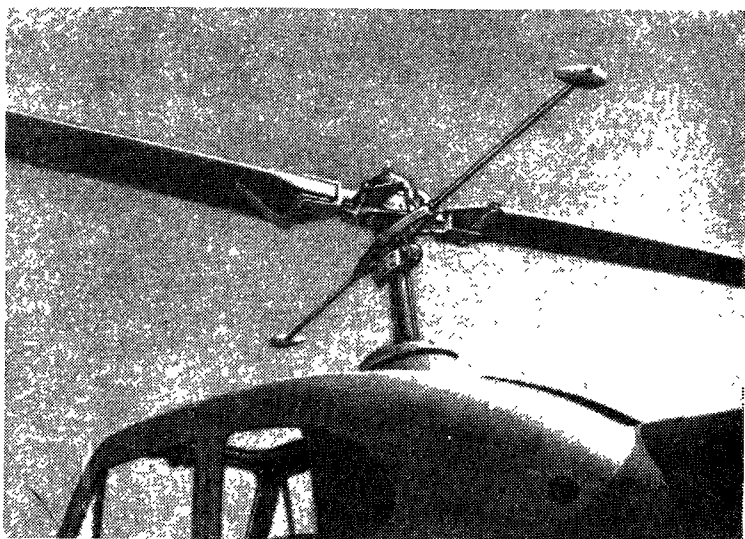
1. Винты, у которых лопасти прикреплены к втулке с помощью шарниров, дающих возможность совершать ей движения вверх, вниз и в плоскости вращения (фиг. 11)



Фиг. 11 Трехлопастный несущий винт с шарнирным креплением лопастей

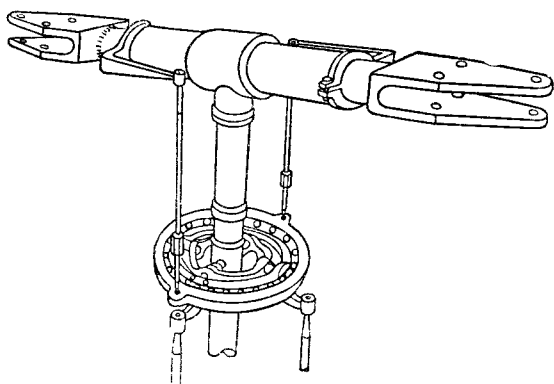
2. Винты, у которых лопасти прикреплены к втулке жестко, но сама втулка может наклоняться относительно вала (фиг. 12)

3. Винты, у которых лопасти прикреплены к валу жестко (фиг. 1.13.) Шарниры лопастей винта первого типа могут распо-



Фиг. 1.12. Двухлопастный несущий винт на кардане.

лагаться на различном расстоянии от оси вращения. Положение горизонтального шарнира (ГШ), позволяющего лопасти совершать маховое движение вверх и вниз, влияет на устойчивость и управ-



Фиг. 1.13. Двухлопастный несущий винт с жестким креплением лопастей.

ляемость вертолета, в то время как положение вертикального шарнира (ВШ), дающего возможность лопасти совершать колебания в плоскости вращения, важно с точки зрения вибраций. Шар-

нирный несущий винт обычно имеет демпферы, предотвращающие чрезмерное перемещение лопасти относительно ВШ. Несущие винты первого и второго типов отличаются главным образом тем, что у второго типа отсутствует свобода перемещения лопастей в плоскости вращения. Ниже, при разборе управления несущим винтом, маховое движение несущего винта первого типа принимается одинаковым с маховым движением несущего винта второго типа, у которого ГШ расположен на оси вращения.

Несущие винты могут иметь одну, две, три, четыре или более лопастей. Выбор числа лопастей определяется такими факторами, как вибрации, вес, сложность, габариты вертолета. В общем случае увеличение числа лопастей уменьшает вибрации и увеличивает вес и сложность.

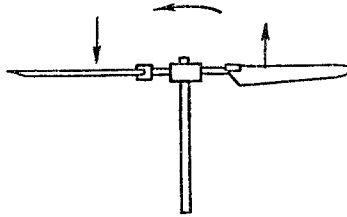
Механика управления несущим винтом

Как указывалось выше, вертолет управляется созданием момента относительно втулки несущего винта, наклоном результирующего вектора тяги или комбинацией обоих способов. Ниже рассматриваются способы изменения моментов и наклона векторов тяги для винтов с шарнирным и жестким креплением лопастей.

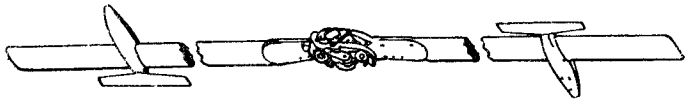
Управление наклоном втулки. Если втулка жесткого или шарнирного винта наклоняется относительно фюзеляжа, как показано на фиг. 1.8,а, происходит наклон вектора тяги. В обычных вертолетах с поршневым двигателем трудно осуществить наклон втулки, так как к ней передается большой крутящий момент. Управление наклоном втулки обычно делается на реактивных вертолетах или на автожирах, где нет передачи крутящего момента.

Циклическое управление. Наиболее распространенным способом управления как жестким, так и шарнирным несущим винтом является циклическое изменение угла установки лопасти при ее вращении по азимуту. Это обычно осуществляется с помощью специального устройства — автомата-перекоса (АП) (фиг. 1.10).

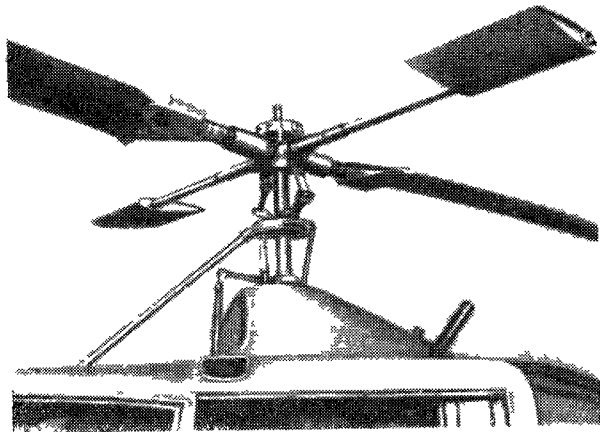
Крепление лопасти к втулке включает осевой шарнир, который позволяет лопасти поворачиваться относительно своей продольной оси и таким образом изменять угол установки (шаг), следуя за наклоном тарелки автомата-перекоса, по мере того как лопасть меняет свое азимутальное положение, двигаясь по окружности. При циклическом управлении влияние наклона АП на жесткий и шарнирный винты различно. При жестко закрепленных лопастях наклон АП создает момент на втулке винта, действующий в направлении наклона АП вследствие разницы в подъемных силах диаметрально противоположных лопастей (фиг. 1.14). У шарнирного несущего винта с ГШ, расположенными на оси вращения, наклон АП вызывает наклон вектора тяги, так как лопасти могут совершать маховое движение, и передача момента исключена. В этом случае наклон АП аналогичен соответствующему наклону оси втулки (фиг. 1.9,в). Если ГШ расположены не на оси вращения винта, то наклон несущего винта создает одновременно и момент и наклон вектора тяги.



Фиг I 14 Момент, создаваемый смещением вектора тяги



Фиг I 15 Лопасть с сервоуправлением



Фиг I 16 Несущая система с серворотором

Момент создается массовыми силами лопастей, действующими на втулку.

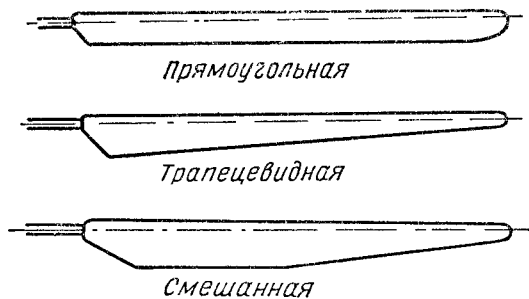
Другие способы циклического управления. Кроме непосредственного воздействия АП на лопасть, угол ее установки может изменяться с помощью действия АП на серворули, расположенные у задней кромки, как на фиг. I.15, или воздействием АП на сервовинг, который в свою очередь действует на несущий винт (фиг. I.16). Преимущества такой системы управления заключаются в том, что она препятствует передаче усилий с лопастей на управление и при соответствующем выборе параметров улучшает устойчивость вертолета.

Конструкции вертолетов

Лопастей несущих винтов. Лопасти обычных вертолетов имеют отношение длины к ширине около 15:1 или 14:1. Для лопастей большей частью применяются профили, имеющие небольшие коэффициенты момента, например, серии NACA 00 (NACA 0012, 0015 и др.) или серии NACA 230 (23012, 23015).

Толщина профиля выбирается от 9 до 20%, более толстые сечения применяются для корневых частей лопасти.

Лопасти имеют различную форму в плане и различную крутку. Ниже показывается, что наилучшей лопастью с аэродинамической точки зрения является лопасть, имеющая трапецевидную форму и крутку. Однако выгода от применения трапецевидных закрученных лопастей иногда бывает невелика (она зависит от типа вертолета и его основного назначения), тогда соображения стоимости производства заставляют делать лопасти прямоугольными и отказываться от крутки. Обычные формы лопастей показаны на фиг. I.17.



Фиг. I.17. Формы лопастей в плане

1. Лопасти со стальным лонжероном и полотняной обшивкой. Большинство лопастей первых вертолетов имело такую конструкцию. Эти лопасти относительно просты в производстве, но имеют серьезные недостатки, выражающиеся в искажении их поверхности при работе и частом разрушении полотняной обшивки. Основным элементом конструкции таких лопастей является стальной лонжерон, обычно имеющий переменное сечение. Лонжероны изготавливаются в виде одной сплошной ступенчатой трубы. Нервюры вырезаются из фанеры и прикрепляются к лонжерону с помощью металлических хомутов. Хомуты приклепываются к нервюрам и крепятся к лонжерону с помощью точечной сварки или клея. Передняя кромка лопастей делается из твердого дерева - сипруса или

красного дерева, часто с включением металлической полосы для перемещения центра тяжести вперед. Передняя часть лопасти до лонжерона покрывается фанерой, остальная часть — полотном, которое пришивается к каждой нервюре. В нижней поверхности лопасти делаются вентиляционные отверстия для уменьшения внутреннего давления воздуха, которое образуется в результате действия центробежных сил.

2. *Лопасты с фанерным покрытием.* Недостатки лопастей с полотняным покрытием могут быть устранены в случае применения фанерного (вместо полотняного) покрытия при сохранении в остальном той же конструкции лопасти.

Однако лопасти с фанерным покрытием требуют квалифицированного ручного изготовления, следовательно, не приспособлены для массового производства и, кроме того, подвержены воздействию атмосферы.

3. *Цельнодеревянные лопасти.* Лопасти цельнодеревянной конструкции нашли широкое распространение. Они изготавливаются путем склейки нескольких слоев древесины. Более тяжелое дерево применяется для передней части лопасти, а более легкое, такое, как бальза,— для задней. Цельнодеревянные лопасти просты в производстве, особенно если они имеют прямоугольную форму и постоянную толщину. Поверхность таких лопастей получается точной и гладкой. Недостатком цельнодеревянных лопастей является их большой вес и так же, как лопастей с полотняным и фанерным покрытием, подверженность воздействию влаги и сравнительно быстрая изнашиваемость.

4. *Металлические лопасти.* Металлические лопасти в настоящее время производятся большинством фирм. Изготавливаются они из листового материала или из прессованных элементов, обшитых листовым материалом. Наиболее простой в производстве, по видимому, будет лопасть, образованная передней частью, прессованной в форме профиля сечения D и являющейся по существу лонжероном, и задней, изготовленной из листового материала в форме <. Переднюю и заднюю части соединяют между собой с помощью потайных заклепок. Были изготовлены части лопастей, представляющие собой целое сечение лопасти, прессованное из одного куска металла. Можно полагать, что металлические лопасти получат наиболее широкое распространение на вертолетах.

Втулки несущих винтов. Втулка является основным элементом несущего винта и обычно представляет собой поковку из стали или дуралюмина. Конструкция втулки зависит от разнеса шарниров и числа лопастей. Обычно во втулке предусматривается место для игольчатых подшипников ГШ.

Управление несущим винтом. Управление несущим винтом обычно состоит из автомата-перекоса, передаточных тяг и рычагов, поворачивающих лопасти винта в осевых шарнирах. Автомат-перекос состоит из внутреннего невращающегося кольца и наружного кольца, вращающегося вместе с винтом (фиг. I. 10). Наружное и внутреннее кольца связаны между собой легкими шарико- или роликоподшипниками. Внутреннее кольцо АП монтирует-

ся с помощью универсального шарнира так, что может перемещаться вдоль оси вала винта и наклоняться в любом направлении. Лопастя связываются с АП так, что угол их установки определяется наклоном плоскости АП. Присоединение тяг управления к лопастям производится обычно с таким расчетом, чтобы их маховое движение и движение в плоскости вращения не вызывало изменения угла установки.

Однако изменение угла установки лопасти при ее маховом движении имеет положительное значение и часто создается намеренно. Большие изменения угла установки при перемещении лопасти в плоскости вращения нежелательны, поэтому принимаются все меры, чтобы исключить это явление.

Система управления. Типичная система управления с прямой связью приведена на фиг. 1. 10, откуда видно, что ручка управления связана с АП таким образом, что наклоняет его плоскость в том же направлении, в котором она наклоняется сама. Рычаг общего шага перемещает весь АП вверх или вниз, сохраняя при этом наклон, заданный ручкой управления. Передаточное число между ручкой управления и лопастями таково, что при отклонении ручки на 25 мм угол установки лопасти изменяется на 1—2°.

У многовинтовых вертолетов управление винтами может осуществляться иначе. У вертолетов с поперечным расположением винтов АП могут иметь свободу наклона только в продольном направлении. Поперечное управление осуществляется перемещением АП вдоль осей валов, т. е. одновременным изменением угла установки всех лопастей, чем создается крен вертолета. Однако может применяться и комбинированное управление, когда одновременно происходит наклон АП в поперечном направлении и перемещение их вдоль осей валов. Сказанное относится и к вертолетам продольной схемы, где это касается продольного наклона АП.

Конструкции фюзеляжей. К конструкции фюзеляжа вертолета предъявляются следующие требования:

1. Обтекаемая форма, обеспечивающая малое лобовое сопротивление.

2. Хороший обзор для летчика.

3. Место для размещения полезной нагрузки возможно ближе к оси несущего винта, чтобы избежать смещения положения центра тяжести.

4. Удобные подходы к двигателю и трансмиссии.

5. Размещение хвостового винта или стабилизирующих поверхностей на соответствующем плече.

Чтобы получить возможность большего перемещения центра тяжести вдоль машины при данном диапазоне отклонения управления, а также улучшить управляемость, необходимо добиваться возможно более низкого положения ц. т. вертолета относительно центра втулки несущего винта.

Посадочные устройства. На вертолетах применяются трех- и четырехколесные шасси. Конструкции вертолетных шасси подобны самолетным. Основное отличие заключается в относительно большем ходе поршня амортизатора для обеспечения более мягкой

посадки и демпфирования земного резонанса. Для возможности посадки на любую поверхность изготавливаются сменные шасси: баллонное шасси — для посадки на воду, землю и болото; санное шасси — для посадки с поступательной скоростью на неровную и вспаханную почву; лыжное шасси — для посадки на снег и лед. Во всех случаях важно, чтобы посадочный угол, определяемый нижней точкой на хвосте, был достаточным для придания вертолету больших углов кабрирования при авторотирующей посадке с подрывом.

Трансмиссия. Трансмиссия обычно включает шестеренчатую передачу от двигателя к несущему винту с передаточным отношением порядка 10 : 1. Планетарные передачи наиболее выгодны с точки зрения веса, но дороги и иногда производят много шума. Часто применяется комбинация угловой и планетарной зубчатых передач. Трансмиссия включает в себя также муфту сцепления двигателя с несущим винтом, включаемую летчиком или с помощью центробежных грузов при достижении двигателем определенных оборотов. Кроме муфты сцепления, предусматривается еще муфта свободного хода, обеспечивающая возможность свободного вращения несущего винта после остановки двигателя. В одновинтовых вертолетах хвостовой винт связывается с несущим винтом так, что в случае остановки двигателя несущий винт продолжает вращать хвостовой винт.

Летные свойства вертолетов

Летные свойства вертолета включают летные характеристики, вибрационные и характеристики устойчивости и управляемости. Ниже рассматривается качественная сторона характеристик вертолетов.

Летные характеристики. На висении мощность, подаваемая к несущему винту, расходуется на создание подъемной силы (эта мощность называется индуктивной) и на преодоление сопротивления лопастей при их вращении (эта мощность называется профильной).

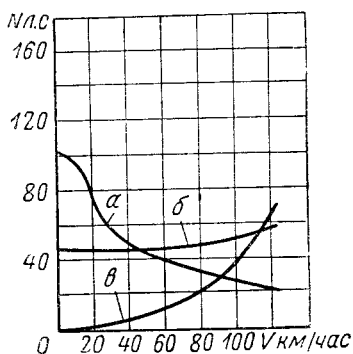
Вертолетный несущий винт создает тягу, необходимую для поддержания вертолета в воздухе вследствие отбрасывания вниз значительной массы воздуха. Очевидно, что для такого отбрасывания воздуха должна затрачиваться мощность. Для вертолета данного веса эта мощность будет пропорциональна скорости отбрасываемой струи (индуктивной скорости). Индуктивная скорость, в свою очередь, зависит от массы отбрасываемого воздуха, которой сообщается кинетическая энергия. Винт большого диаметра может поднять данный вес при меньшей скорости отбрасывания, чем винт малого диаметра.

Мощность, затрачиваемая на преодоление профильного сопротивления лопастей, необходима для «протаскивания» этих лопастей сквозь воздух, являющийся вязкой жидкостью и создающий значительное трение.

У обычных вертолетов на висении индуктивные потери составляют 60—70% всей мощности, подводимой к несущему винту, а

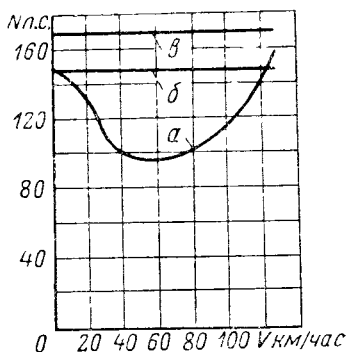
профильные — 30—40%. Для обеспечения висения вертолета двигатель должен давать достаточно мощности несущему и хвостовому винтам. Если к винту подается мощности больше, чем необходимо для преодоления профильных и индуктивных потерь, то вертолет будет набирать высоту.

При горизонтальном полете мощность необходима не только для возмещения индуктивных и профильных потерь винта, но и для преодоления сопротивления фюзеляжа при движении его сквозь воздух. Мощность, затрачиваемая на продвижение фюзеляжа в воздухе, растет пропорционально кубу скорости и становится значи-



Фиг. 1.18. Составные части потерь мощности.

а — индуктивная мощность; *б* — потери мощности на преодоление профильного сопротивления; *в* — потери мощности на преодоление вредного сопротивления.



Фиг. 1.19. Кривая потребляемой мощности.

а — потребляемая мощность; *б* — линия минимальной располагаемой мощности; *в* — линия располагаемой мощности, обеспечивающей хорошие характеристики.

тельной при больших скоростях полета. На одном из первых вертолетов половина мощности двигателя затрачивалась на преодоление сопротивления фюзеляжа при полете со скоростью 130 км/час.

В то время как с увеличением скорости полета мощность, затрачиваемая на преодоление лобового сопротивления, возрастает очень быстро, индуктивная мощность, расходуемая на создание подъемной силы, уменьшается, так как при движении винта сквозь воздух он встречает все большую массу воздуха в единицу времени, и для сохранения тяги этой массе необходимо придавать меньшую скорость, а следовательно, и затрачивать меньшую мощность.

Профильные потери с увеличением скорости полета несколько возрастают, а по достижении высоких скоростей полета растут очень быстро. Характер изменения затраты мощности на индуктивное, профильное и лобовое сопротивления изображен на фиг. 1.18. Сумма всех трех компонентов на данной скорости полета составляет мощность, потребную для совершения горизонтального полета.

Кривая потребляемой мощности показана на фиг. 1.19. Приведенные цифры типичны для небольшого двухместного вертолета. Из фиг. 1.19 видно, что мощность, потребная для висения, значительна; с появлением поступательной скорости мощность быстро убывает,

так как уменьшаются затраты на индуктивную мощность, а при дальнейшем повышении скорости мощность снова возрастает, вследствие того что быстро растет лобовое сопротивление фюзеляжа.

Минимальная мощность для рассматриваемого вертолета затрачивается при горизонтальном полете со скоростью около 65 км/час . Почти для всех вертолетов минимальная мощность, необходимая для горизонтального полета, лежит в диапазоне скоростей $65\text{—}100 \text{ км/час}$. Горизонтальная линия на фиг. I. 19 представляет располагаемую мощность, т. е. мощность, которую двигатель отдает несущему винту за вычетом потерь на вращение хвостового винта (на одновинтовом вертолете), потерь на трение в трансмиссии и на охлаждение двигателя.

Характеристики вертолета определяются величиной избыточной мощности, т. е. превышением располагаемой мощности над потребной. Если, например, располагаемая мощность равна мощности, потребной для висения (кривая *b* на фиг. I. 19), то характеристики вертолета находятся на пределе; такой вертолет едва может висеть и не может вертикально набирать высоту. Небольшое увеличение веса вызовет возрастание индуктивной мощности, и машина даже не сможет висеть. Фактически вертолет может висеть вблизи земли даже тогда, когда располагаемая мощность для этого недостаточна. Это объясняется влиянием так называемой земной подушки. Земля препятствует свободному движению индуктивной струи от винта, чем уменьшаются индуктивные потери.

Кривая потребной мощности показывает, что перегруженный вертолет может взлететь, совершив небольшую пробежку или если имеется встречный ветер. Хотя машина в таком перегруженном состоянии может совершать горизонтальный полет и набирать высоту по наклонной, однако она не может висеть. Такое состояние уже повело к аварии нескольких машин в руках неопытных летчиков. При полетах у земли летчики большей частью наблюдают за скоростью полета по пробегающим под машиной земным предметам, вместо того чтобы пользоваться указателем скорости. Если при этом имеется ветер, то разворот машины по ветру часто приводит к тому, что она проседает и ударяется о землю. Это происходит потому, что при развороте по ветру скорость вертолета относительно окружающего воздуха становится равной нулю, и машина переходит как бы на режим висения.

При наличии ветра вертолет может висеть над каким-нибудь препятствием, например, над рядом деревьев, но как только он спустится ниже, где ветра нет, он немедленно проседает до земли.

Из фиг. I. 19 видно, что наилучшей скороподъемностью машина будет обладать, летя на скорости, требующей минимальной мощности для поддержания горизонтального полета, так как при этом имеется наибольший запас свободной мощности.

Максимальная скорость вертолета определяется точкой, где кривые потребной и располагаемой мощностей пересекаются. Кривая потребной мощности на больших скоростях полета поднимается весьма круто, вследствие того что сопротивление фюзеляжа быстро растет. Трудно увеличить максимальную скорость машины путем

увеличения мощности, так как незначительное увеличение скорости требует значительной прибавки мощности. Улучшение форм фюзеляжа дает значительно больший эффект, чем увеличение мощности двигателя.

При больших скоростях полета происходит срыв потока с лопастей на части диска несущего винта. Это вызывает вибрацию самого вертолета и его управления и увеличивает потери на профильное сопротивление. При косой обдувке винта лопасть, идущая в направлении его полета, встречает воздух с большей скоростью, чем лопасть, идущая в обратном направлении. Чтобы создать необходимую подъемную силу, лопасть, идущая в обратном направлении, работает при большем угле атаки, который должен увеличиваться с увеличением скорости полета. При некотором значении скорости полета угол атаки лопасти, идущей в обратном направлении, достигает критического значения, и тогда наступает срыв потока.

Указанного явления можно избежать, повысив число оборотов несущего винта, благодаря чему повысится максимальная скорость, на которой наступает срыв на возвращающейся лопасти. Но это приводит к другой неприятности — скорость потока у лопасти, идущей вперед, возрастает при этом настолько, что начинает сказываться сжимаемость воздуха, увеличивается потребная для вращения винта мощность и возникают вибрации. Таким образом, пределами, ограничивающими максимальную скорость полета вертолета, являются, с одной стороны, срыв, с другой стороны, сжимаемость потока воздуха на лопастях. Трудно создать вертолет, обладающий скоростью более 320 км/час.

В случае отказа двигателя вертолет может планировать, при этом его несущий винт вращается так, как он вращается на автожирах, — под действием набегавшего потока (режим самовращения). При вертикальном снижении винт вертолета приблизительно так же тормозит скорость снижения, как парашют такого же диаметра. При планировании на наиболее выгоднейшем режиме самовращения вертолет спускается приблизительно вдвое медленнее, чем при вертикальном спуске на режиме самовращения; его скорость при этом лежит в пределах 4,5—6 м/сек. При приближении вертолета к земле летчик может, энергично взяв ручку на себя, «подорвать» вертолет, превратив энергию его поступательного движения в дополнительную подъемную силу. Таким образом, летчик может подвести вертолет к земле на очень небольшой скорости и совершить посадку с незначительной пробежкой. Кроме того, летчик может использовать энергию вращения несущего винта, увеличив перед посадкой общий шаг и создав таким образом дополнительную тягу.

Силы на управлении. Усилия на ручке управления необходимы для того, чтобы летчик чувствовал вертолет. Летчик управляет вертолетом скорее по нагрузкам на ручке, чем по величине ее смещения. Если нет точных указателей, трудно определить, насколько смещена ручка. Большинство летчиков предпочитает иметь на ручке умеренные нагрузки. Желательно, чтобы при уста-

кания лопастей, идущих вперед и назад. Когда лопасть идет навстречу набегающему потоку, она обтекается с большей скоростью, ее момент увеличивается, и это происходит трижды за оборот.

Периодические усилия, возникающие на ручке управления, неприятны для летчика, поэтому для предотвращения передачи этих усилий на ручку принимается ряд конструктивных мер. Применяется необратимое управление или включаются в проводку инерционные демпферы управления.

Одна из конструкций инерционного демпфера состоит, например, из груза, посаженного на винт с нарезкой большого шага. Груз вращается, когда винт получает осевое перемещение. Такой демпфер является простым средством создания большого демпфирующего эффекта.

Постоянные усилия на ручке управления возникают исключительно от изменения момента на лопасти, имеющего частоту, равную числу оборотов. Эти изменения также возникают вследствие периодического изменения воздушных сил или изгиба лопасти или от того и другого одновременно. Иногда для создания момента применяются небольшие триммеры, укрепляемые на задней кромке лопастей. Триммеры создают моменты, периодически изменяющиеся с изменением скорости обтекания лопасти. В результате на ручке возникает постоянно действующая сила.

На несущих винтах с диаметром 6—10 м силы на ручке обычно небольшие, но по мере увеличения диаметра винта эти силы быстро возрастают, и на винтах большого диаметра трудно применять обратимое управление. Чтобы избавиться от различных второстепенных факторов, вызывающих возникновение периодических усилий на ручке, требуется очень высокая точность изготовления лопастей. На больших вертолетах целесообразно применять бустерное управление, освобождающее летчика от чрезмерных нагрузок на рычаги управления.

Вибрации вертолетов. Не только управление, но и весь вертолет в целом подвержен действию вибраций, передающихся от несущего винта. Если предположить, что импульс возмущающих сил от каждой лопасти одинаковый, то частота колебаний будет равна числу оборотов или кратна числу лопастей. Вибрационные силы могут действовать в вертикальном, продольном или поперечном направлениях. Уменьшение вибрационных импульсов, идущих от лопастей, является главным образом вопросом правильного конструирования лопастей с учетом соответствующего распределения массовых и аэродинамических сил по лопасти. Влияние возмущающих импульсов на вибрацию вертолета зависит в значительной степени от собственных частот колебаний конструкции фюзеляжа. Если конструкция фюзеляжа имеет собственную частоту, например, изгибных или крутильных колебаний, совпадающую с частотой возбуждающей силы, то колебания вертолета могут достигнуть недопустимой величины. Уменьшение вибраций вертолета может быть достигнуто созданием конструкции, которая не имеет собственных частот, совпадающих с частотами возбуждающих сил, что является

трудной задачей, так как последние покрывают широкий диапазон частот (3, 6, 9 и т. д. за оборот при трехлопастном несущем винте)

«Земной резонанс». Вертолет представляет собой сложную динамическую систему, включающую в себя массы и упругие элементы со многими степенями свободы. Иногда возникает резонанс между колебаниями лопастей в плоскости вращения и поперечными или продольными колебаниями вала. Если не имеется достаточного демпфирования, самовозбуждающиеся колебания, возрастающая, могут раскачать вертолет в продольном или поперечном направлениях, что приведет к увеличению амплитуды колебаний лопастей в плоскости вращения. Это явление получило название «земного резонанса», так как оно происходило наиболее часто, когда вертолет стоял на земле на относительно мягких колесах, которые давали низкую частоту собственных колебаний машины большей частью в поперечном направлении. Возникающий «земной резонанс» часто приводил к полному разрушению вертолета в течение нескольких секунд. Ряд вертолетов и автожиров был разрушен именно вследствие «земного резонанса».

Устойчивость вертолетов. Висение на обычном вертолете требует специальной тренировки летчика. Летчик должен привыкнуть к высокой чувствительности управления в поперечном направлении. Незначительные перемещения ручки в поперечном направлении вызывают значительные крены машины, в результате чего получается как бы излишняя управляемость, ведущая к раскачке машины летчиком. Чрезмерная чувствительность управления является результатом малого демпфирования ротора. С ростом диаметра несущего винта величина демпфирования, очевидно, будет возрастать и явление раскачки уменьшаться.

Обычный вертолет на висении реагирует на действие управления с некоторым запаздыванием. Это запаздывание не является результатом отставания несущего винта от ручки (винт почти мгновенно следует за ее движениями), а происходит потому, что несколько запаздывают изменение направления потока через несущий винт и соответствующее изменение положения фюзеляжа. При обучении летчик привыкает к запаздыванию реакции вертолета и координирует свои действия по управлению в соответствии с ускорениями, которые приобретает машина при отклонении рычагов управления.

Если вертолет вывести из равновесия на режиме висения при зажатой ручке, то он начнет совершать медленное колебательное движение с постепенно увеличивающейся амплитудой. Обычный вертолет на висении динамически неустойчив. Эта неустойчивость не причиняет летчику особых неприятностей, так как период колебаний достаточно большой, и летчик, действуя органами управления, спокойно парирует возникающие отклонения вертолета.

Имеется несколько способов стабилизации вертолета на режиме висения. Все эти способы основаны на использовании гироскопического эффекта.

При полете вперед вертолет может иметь нежелательные характеристики устойчивости.

При полете на малой скорости после взлета вертолет имеет тенденцию взмывать, резко задирая нос, и иногда требуется почти полное отклонение ручки вперед, чтобы восстановить нормальное положение. При полете на крейсерской скорости обычный вертолет большей частью имеет незначительную продольную неустойчивость, и летчику не представляет труда во-время уловить и парировать управлением нежелательные отклонения машины. Эта неустойчивость является следствием слабого демпфирования несущего винта и его статической неустойчивости по углу атаки. Продольная неустойчивость возрастает с увеличением скорости полета, поэтому ликвидация продольной неустойчивости является в настоящее время одной из основных задач на пути создания вертолетов с хорошими летными качествами. Многие опытные и некоторые серийные вертолеты уже имеют устройства, которые увеличивают демпфирование продольных колебаний либо статическую устойчивость по углу атаки.

Большинство имеющихся в настоящее время вертолетов имеет определенную неустойчивость на некоторых режимах полета. Улучшение устойчивости и управляемости вертолетов является основной проблемой, на успешное решение которой сейчас направлены усилия конструкторов и научных организаций. Можно не сомневаться, что эта проблема в ближайшее время будет полностью решена.

Глава II

ТЕОРИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА В ОСЕВОМ ПОТОКЕ

Лучше всего начать изучение теории несущего винта с рассмотрения режимов висения и вертикального полета, так как в этом случае отсутствует несимметричное распределение скоростей по диску несущего винта, т. е. в отличие от явлений, имеющих место при полете вперед (косая обдувка винта), условия работы элемента лопасти, расположенного на определенном радиусе, при перемещении по окружности не изменяются.

Излагаемая ниже теория работы несущего винта на режиме висения базируется на теории о количестве движения и теории элемента лопасти. Подобные же выводы и уравнения могут быть получены на основании вихревой теории, но первый способ дает лучшее представление о физической картине явления.

Применение теоремы о количестве движения

Образование тяги Теорема о количестве движения вытекает из второго закона Ньютона $F=ma$ и основывается на том, что осевая скорость V_1 жидкости, протекающей сквозь диск винта, вообще говоря, больше, чем скорость V_0 движения самого винта. Возрастание скорости воздуха от первоначальной величины V_0 до величины V_1 в плоскости диска происходит вследствие создания тяги. Приращение скорости представляет собой индуктивную скорость и обозначается буквой v . Тяга, создаваемая винтом, будет равна массе воздуха, проходящего через диск винта в единицу времени, умноженной на приращение скорости, полученное этой массой воздуха от действия винта.

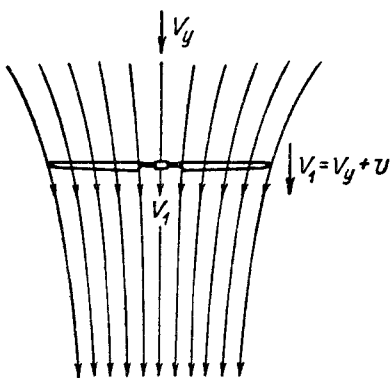
Форма потока воздуха, проходящего сквозь диск несущего винта на режиме висения или вертикального подъема, показана на фиг. II 1. Вследствие того что скорость воздуха, проходящего сквозь несущий винт, все время возрастает, происходит сжатие потока. Максимального сжатия и, следовательно, приращения скорости поток достигает за винтом, на расстоянии, равном одному диаметру¹

¹ Теоретически на расстоянии, равном бесконечности (Прим. перев.)

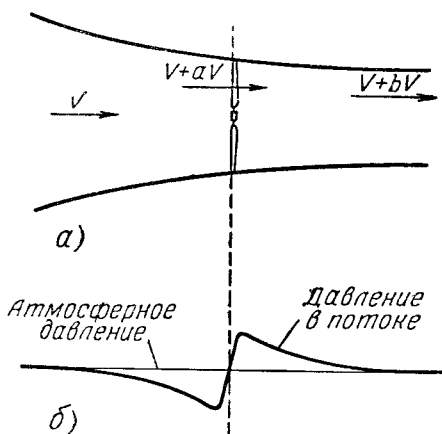
При использовании теоремы о количестве движения для изучения работы несущего винта принимаются следующие допущения

1. Винт рассматривается как диск, имеющий бесконечно большое количество лопастей, равномерно ускоряющий поток проходящего сквозь него воздуха и не имеющий потерь тяги на концах лопастей.

2. Мощность, затрачиваемая на образование тяги, расходуется только на создание кинетической энергии потока воздуха, движущегося сквозь диск в осевом направлении. Предполагается, что жидкость идеальная, т. е. не имеет трения, поэтому потери на про-



Фиг. II.1 Поток сквозь несущий винт на режиме вертикального подъема.



Фиг. II.2 Поток при горизонтальном перемещении винта.

а — скорости в потоке, б — распределение давления

фильное сопротивление и на трение лопастей о воздух отсутствуют. Затраты энергии на вращение воздуха за винтом не учитываются.

3. Диск винта считается бесконечно тонким, поэтому скачка скоростей на сторонах диска не происходит.

Скорости и давления в струе винта. Рассмотрим винт (фиг. II.2,а),двигающийся справа налево так, что скорость свободного потока относительно винта равна V . Положим, возрастание скорости потока перед диском равно aV , а возрастание скорости индуктивного потока далеко за диском равно bV . При рассматриваемых условиях работа, производимая в единицу времени тягой винта, должна быть равна возрастанию кинетической энергии отбрасываемого в единицу времени потока:

$$T(V + aV) = \Delta KE. \quad (II.1)$$

Если F — площадь диска, а ρ — массовая плотность воздуха, то тяга, развиваемая винтом, может быть выражена как изменение количества движения воздуха:

$$T = [\rho F (V + aV)] bV. \quad (II.2)$$

Приращение кинетической энергии воздуха равно половине массы воздуха, проходящей через диск винта, умноженной на разность квадратов скоростей воздуха в точках, расположенных бесконечно далеко впереди и позади винта:

$$\Delta KE = \frac{1}{2} \rho F (V + aV) [(V + bV)^2 - V^2]. \quad (\text{II. 3})$$

Подставляя выражение для T и KE в уравнение (II. 1), получим

$$[\rho F V (1 + a) b V] [V (1 + a)] = \frac{1}{2} \rho F V^3 (1 + a) (b^2 + 2b).$$

Решая относительно b , имеем

$$b = 2a. \quad (\text{II. 4})$$

Уравнение (II. 4) показывает, что индуктивная скорость у диска винта равна половине общего приращения скорости, полученного воздухом, прошедшим через винт. Статическое давление струи в точках, бесконечно удаленных впереди винта и за ним, равно статическому давлению невозмущенного потока. На фиг. II. 2, б дана картина распределения давления в струе, проходящей через винт. Сначала происходит падение давления ниже атмосферного, затем в диске образуется скачок давления, так как здесь воздуху передается энергия работающего винта, и далее снова происходит падение давления, на этот раз до давления окружающей атмосферы.

Индуктивные скорости на висении. Уравнение (II. 4) можно использовать для определения величины индуктивной скорости на висении. На режиме висения $V_y = 0$ возрастание скорости у диска ротора aV_y равно скорости сквозь диск или индуктивной скорости v . Тогда из уравнения (II. 4) возрастание скорости за винтом bV_y равно $2v$. Если R — радиус несущего винта, то тягу, создаваемую им на висении, можно выразить уравнением

$$T = (\rho \pi R^2 v) 2v. \quad (\text{II. 5})$$

Решая относительно v , получим

$$v = \sqrt{\frac{T}{2\rho\pi R^2}}. \quad (\text{II. 6})$$

В основном на режиме висения мощность расходуется на индуктивные потери Tv . Отсюда ясно, что для получения наибольшей эффективности нагрузка на квадратный метр ометаемой винтом поверхности должна быть возможно меньше.

Принятие указанных выше допущений, в том числе допущения о равномерности потока, приводит к тому, что для данной тяги получаются минимально возможные потери на индуктивную мощность¹.

Тяга несущего винта на висении есть результат сообщения проходящему через винт воздуху некоторого количества движения,

¹ Это верно только тогда, когда пренебрегают потерями на вращение струи и профильное сопротивление.

которое зависит от индуктивной скорости в первой степени. Индуктивные же потери кинетической энергии зависят от индуктивной скорости в квадрате. Для данной тяги потери кинетической энергии будут минимальными, когда индуктивная скорость в любой точке диска несущего винта будет равна средней скорости, ибо только при этом условии будут отсутствовать пики скорости и, следовательно, большие потери.

Идеальные и действительные потери. В анализе, сделанном с помощью теоремы о количестве движения, не учитывались потери на вращение струи за винтом, профильные потери и неравномерность потока сквозь диск винта, включая потери на перетекание воздуха у концов лопастей, обычно называемые концевыми потерями. Следовательно, действительный несущий винт будет затрачивать больше мощности для висения при данной нагрузке, чем идеальный.

Приводим потери несущего винта, не учитываемые теоремой о количестве движения, в процентах от общей потребной мощности:

потери на профильное сопротивление	30
потери на неравномерность потока	6
потери на вращение струи за винтом	0,2
концевые потери	3

Практически при испытаниях натурального несущего винта была получена тяга, составляющая 83% тяги соответствующего идеального винта.

Коэффициент совершенства несущего винта ¹

При определении эффективности несущего винта на режиме висения нельзя применять критерий эффективности, обычно употребляемый для пропеллеров:

$$\eta = \frac{\text{полезная мощность}}{\text{общая мощность}} = \frac{IV}{75N}$$

На висении мощность N расходуется на создание тяги T , когда поступательная скорость V равна нулю и приведенное соотношение дает к. п. д. $\eta = 0$. Следовательно, для несущего винта требуется иное определение эффективности.

Принято определять эффективность несущего винта, сравнивая фактическую мощность, потребную для создания данной тяги, с минимально возможной мощностью, необходимой для создания той же тяги. Минимально возможная мощность получается при работе несущего винта в указанных выше идеальных условиях. Отсюда коэффициент совершенства несущего винта может быть выражен так:

$$M = \frac{\text{минимально возможная потребная для висения мощность}}{\text{действительная потребная для висения мощность}} = \frac{Tv}{75N} \quad (\text{II. 7})$$

¹ В нашей литературе этот параметр называется относительным к. п. д. и обозначается η_0 . (Прим. перев.)

Если уравнение (II. 6) подставить в уравнение (II. 7), то получим выражение коэффициента совершенства несущего винта в общей форме:

$$M = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{T}{75N} \sqrt{\frac{T}{\rho\pi R^2}}. \quad (\text{II. 8})$$

Таким образом, чем больше коэффициент совершенства, тем меньше мощность, необходимая для создания данной тяги, или тем больше тяга, создаваемая единицей мощности.

Идеальный коэффициент совершенства. Выше было дано определение идеального винта как винта, создающего данную тягу при минимальной потребляемой мощности. Из этого определения следует, что коэффициент совершенства идеального несущего винта M , должен быть равен единице.

Хотя коэффициент совершенства идеального несущего винта равен единице, максимальный коэффициент совершенства винта, не имеющего профильного сопротивления, с неравномерным распределением индуктивной скорости по диску не равен единице, он изменяется с изменением коэффициента тяги и может быть получен вычислением. Ниже будет показано, что равномерный поток сквозь диск может быть получен только при применении лопастей, имеющих идеальную крутку.

Лопастки без крутки, т. е. лопасти, имеющие постоянный геометрический угол установки по радиусу, создают неравномерное распределение потока по диску несущего винта. Максимальный коэффициент совершенства несущего винта, имеющего незакрученные лопасти на большей части рабочего диапазона изменения коэффициента тяги, при условии что потери на профильное сопротивление отсутствуют, приблизительно равен 0,94.

Если даны диаметр несущего винта и мощность, то с помощью идеального коэффициента совершенства можно легко получить предельный вес, с которым вертолет может висеть на различных высотах.

Пример. Требуется определить максимальную тягу, которую может развить на уровне моря несущий винт диаметром 12,4 м, если к нему подводится мощность 170 л. с, а также определить нагрузку на ометаемую поверхность и на единицу мощности.

Из уравнения (II. 8) имеем

$$1 = 0,707 \frac{T}{75N} \sqrt{\frac{T}{\rho\pi R^2}}$$

или

$$1 = 0,707 \frac{T}{170 \cdot 75} \sqrt{\frac{T}{0,125 \cdot \pi \cdot 6,2^2}},$$

откуда $T = 1700$ кг.

Нагрузка на ометаемую поверхность (на диск)

$$p = \frac{G}{\pi R^2} = \frac{1700}{\pi \cdot 6,2^2} = 14,1 \text{ кг/м}^2.$$

Нагрузка на мощность

$$q = \frac{G}{N} = \frac{1700}{170} = 10 \text{ кг/л. с.}$$

Идеальный коэффициент совершенства может быть использован для определения соотношений между нагрузкой на диск и нагрузкой на мощность, что необходимо для быстрого определения характеристик несущих винтов различных параметров.

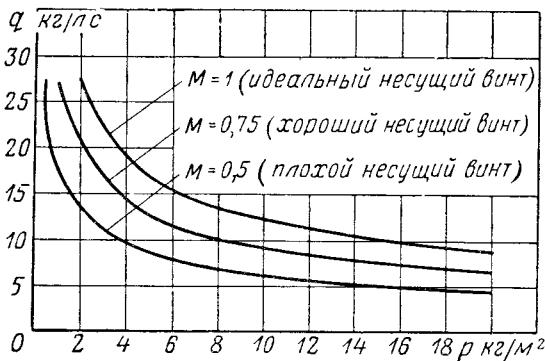
Преобразуя уравнение (II. 8) с помощью параметров нагрузки на диск p и нагрузки на мощность q , получим

$$M = \frac{1}{\sqrt{2}} q \sqrt{\frac{p}{\rho}}. \quad (\text{II. 9})$$

Для работы на уровне моря уравнение (II. 9) принимает вид

$$q = 37,5 M \frac{1}{\sqrt{p}}. \quad (\text{II. 10})$$

Это соотношение изображено графически на фиг. II. 3. Кривая для $M=1$ определяет верхний предел для любого несущего винта,



Фиг. II. 3 Соотношение нагрузки на мощность q и нагрузки на диск p для различных по качеству несущих винтов.

так как она определяет качество несущего винта, у которого профильное сопротивление равно нулю, и поток сквозь этот винт равномерный. График фиг. II. 3 полезен при предварительном определении характеристик висения вертолета.

Выражение коэффициента совершенства через безразмерные коэффициенты. Введем безразмерные коэффициенты тяги, крутящего момента и мощности. Эти коэффи-

циенты, подобные пропеллерным, относятся к диску несущего винта и выражаются следующими формулами

$$\left. \begin{aligned} T &= c_T \pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^2; \\ M_k &= m_k \pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 R; \\ 75 N &= c_N \pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^3. \end{aligned} \right\} \quad (\text{II. 11})$$

Заметим, что $m_k = c_N$, ибо

$$m_k = \frac{M_k}{\pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 R} \frac{\omega}{\omega} = \frac{N}{\pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^3} = c_N.$$

Коэффициенты упрощают уравнения и, будучи однажды вычислены для данного несущего винта, работающего в определенных условиях, позволяют вычислять характеристики подобных винтов.

Подставив коэффициенты из уравнений (II. 11) в уравнение (II. 8), получим выражение коэффициента совершенства через безразмерные коэффициенты

$$M = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{c_T \pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^2}{m_k \pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^3} \sqrt{\frac{c_T \pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^2}{\pi R^2 \rho}} = 0,5 \frac{c_T^{\frac{3}{2}}}{m_k}. \quad (\text{II. 12})$$

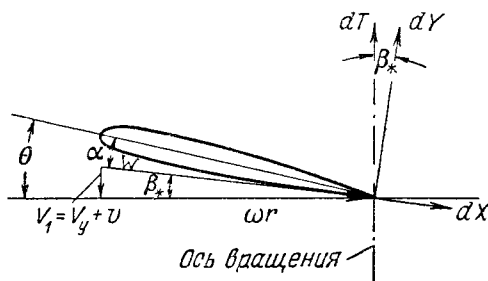
Теория элемента лопасти

Основным недостатком применения теоремы о количестве движения является то, что она не дает представления о том, как должна быть сконструирована лопасть, чтобы получить необходимую тягу, а также то, что не учитываются профильные потери. Теория элемента лопасти свободна от этих недостатков и основывается на допущении, что каждый элемент лопасти винта можно рассматривать как отрезок профиля, двигающийся по винтовой линии. Подъемная сила и лобовое сопротивление рассчитываются исходя из результирующей скорости потока, обтекающего этот профиль, причем считается, что прилегающие части лопасти не влияют на характеристики рассматриваемого отрезка профиля. Тяга и крутящий момент винта получаются интегрированием элементарных тяг и моментов отдельных элементов лопасти.

Для определения результирующей скорости потока, обтекающего элемент лопасти, необходимо знать характер потока сквозь диск несущего винта. Для несущего винта, работающего на режиме подъема, скорость потока сквозь диск представляет собой сумму скорости подъема винта V_v и индуктивной скорости v . Включение индуктивной скорости позволяет рассматривать поток двухмерным, подобно тому как в теории крыла подъемная сила и лобовое

сопротивление определяются из эффективного угла атаки α , который равен геометрическому углу атаки минус угол скоса потока

На фиг. II. 4 показаны скорости и силы, действующие на элемент лопасти несущего винта на режиме подъема. Угол β_* — угол



Фиг. II. 4. Скорости и силы у сечения элемента лопасти несущего винта.

притекания, определяемый соотношением величин индуктивной скорости u и скорости подъема винта V_y . Угол установки лопасти θ — угол между хордой нулевой подъемной силы и плоскостью вращения винта. Угол атаки представляет разницу между углом установки и углом притекания.

Влияние профильного сопротивления на коэффициент совершенства несущего винта

Влияние профильных потерь на эффективность несущего винта на режиме висения можно определить с помощью уравнения для коэффициента совершенства (II. 12).

Выражение для тяги На основании теории элемента лопасти можно написать

$$dY = c_y k b dr \frac{1}{2} \rho W^2, \quad (\text{II. 13})$$

где dY — элементарная подъемная сила;

k — число лопастей несущего винта;

b — хорда сечения лопасти;

r — радиус, на котором расположен элемент лопасти.

Учитывая, что скорость потока сквозь диск сквозь диск мала по сравнению с тангенциальной скоростью, можно принять

$$\left. \begin{aligned} \sin \beta_* &= \beta, \\ \cos \beta_* &= 1. \\ W &= \omega r. \end{aligned} \right\} \quad (\text{II. 14})$$

Коэффициент подъемной силы элемента лопасти можно выразить так:

$$c_y = a \alpha = a (\theta - \beta_*), \quad (\text{II. 15})$$

где a — наклон кривой подъемной силы сечения по углу атаки

С помощью уравнений (II. 14) и (II. 15) выражение для элементарной силы или тяги может быть преобразовано следующим образом:

$$dT = dY = k \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 a (\theta - \beta_*) b dr. \quad (\text{II. 16})$$

Для простоты интегрирования положим, что угол установки элемента лопасти изменяется по радиусу в соответствии со следующим законом:

$$\theta = \theta_{\text{кц}} \frac{R}{r}, \quad (\text{II. 17})$$

где $\theta_{\text{кц}}$ — угол установки на конце лопасти. Ниже показано, что такое изменение угла установки дает равномерное распределение потока по радиусу лопасти. Изменение угла установки сечения лопасти по радиусу в соответствии с уравнением (II. 17) называется *идеальной круткой*. Далее также показано, что идеальная крутка создает следующее изменение угла притекания по радиусу лопасти:

$$\beta_* = \beta_{*\text{кц}} \frac{R}{r}, \quad (\text{II. 18})$$

где $\beta_{*\text{кц}}$ — угол притекания на конце лопасти.

После подстановки уравнений (II. 17) и (II. 18) в уравнение (II. 16) получим

$$dT = k \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 a \frac{R}{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) b dr. \quad (\text{II. 19})$$

Интегрируя уравнение (II. 19) по радиусу лопасти и приняв хорду лопасти b постоянной, найдем, что тяга ротора будет

$$T = \frac{k}{2} \rho \omega^2 a \frac{R^3}{2} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) b. \quad (\text{II. 20})$$

Приравнивая это выражение уравнению тяги (II. 11), получим выражение для коэффициента тяги

$$T = k \frac{1}{2} \rho \omega^2 a \frac{R^3}{2} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) b = \frac{1}{2} c_T \pi R^2 \rho (\omega R)^2; \\ c_T = \frac{a}{2} \frac{kb}{\pi R} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}). \quad (\text{II. 21})$$

Введем понятие *заполнения*. Заполнение σ несущего винта, имеющего прямоугольные лопасти¹, определяется как отношение общей площади лопастей к площади диска несущего винта:

$$\sigma = \frac{kbR}{\pi R^2} = \frac{kb}{\pi R}. \quad (\text{II. 22})$$

¹ Определение заполнения винта с лопастями произвольной формы дается ниже в этой главе.

Подставляя значение σ в уравнение (II. 21), получим выражение коэффициента тяги через заполнение. Для винта, имеющего идеальную крутку и лопасти с постоянной хордой,

$$c_T = \frac{\sigma}{2} a (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}). \quad (\text{II. 23})$$

Выражение для крутящего момента. Из фиг. II. 4 видим, что сопротивление элемента лопасти состоит из двух компонентов — профильного сопротивления и индуктивного. Последнее выражается проекцией вектора подъемной силы на плоскость вращения. Наклон вектора подъемной силы на висении — результат появления индуктивной скорости и скоса потока.

Крутящий момент относительно оси вращения несущего винта элемента лопасти, имеющего сопротивление dX и расположенного на радиусе r , будет

$$dM_{\text{к}} = k \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 b (c_{xp} + \beta_* c_y) r dr. \quad (\text{II. 24})$$

Прежде чем интегрировать это выражение, необходимо найти закон изменения c_{xp} по радиусу, что, в свою очередь, требует знания изменения α_r по r (изменение $\beta_* c_y$ известно, так как принята идеальная крутка лопасти).

Выражение для угла атаки сечения лопасти с идеальной круткой имеет вид

$$\alpha_r = \frac{R}{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) = \frac{1}{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}). \quad (\text{II. 25})$$

Так как угол атаки сечения меняется по радиусу лопасти, следовательно, меняется и коэффициент профильного сопротивления. Однако часто профиль лопасти имеет такие характеристики, что c_{xp} мало меняется с изменением α_r в пределах рабочих углов лопасти. Поэтому коэффициент профильного сопротивления часто принимается постоянным, однако это допущение нужно делать, полностью отдавая отчет в его значении. Например, известно, что коэффициент профильного сопротивления быстро возрастает при увеличении угла атаки выше угла, при котором возникает срыв; если это не будет учтено, то применение постоянного значения коэффициента профильного сопротивления может привести к получению завышенных характеристик винта на режимах, где имеет место срыв.

Для нашего случая положим $c_{xp} = \delta$, где δ — осредненное значение профильного сопротивления лопасти.

Подставляя значения

$$\left. \begin{aligned} c_y &= a \frac{R}{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}), \\ \beta_* &= \beta_{*\text{кц}} \frac{R}{r}, \\ c_{xp} &= \delta \end{aligned} \right\} \quad (\text{II. 26})$$

в уравнение (II.24), получим дифференциальное уравнение для крутящего момента

$$dM_k = k \frac{1}{2} \rho \omega^2 r^3 b \left[\delta + \beta_{*кц} \frac{R^2}{r^2} (\theta_{кц} - \beta_{*кц}) a \right] dr. \quad (II.27)$$

После интегрирования по лопасти получим

$$M_k = \frac{k}{4} \rho \omega^2 R^4 b \left[\frac{\delta}{2} + a \beta_{*кц} (\theta_{кц} - \beta_{*кц}) \right]. \quad (II.28)$$

Приравнивая полученное уравнение к выражению для коэффициента крутящего момента, данному в формуле (II.11), и заменяя $\frac{kb}{\pi R} = \sigma$, получим

$$m_k = \frac{\sigma}{2} \left[\frac{\delta}{2} + a \beta_{*кц} (\theta_{кц} - \beta_{*кц}) \right]. \quad (II.29)$$

Подставляя уравнение (II.23) в уравнение (II.29), будем иметь

$$m_k = \frac{\sigma \delta}{4} + \beta_{*кц}^2 c_T. \quad (II.30)$$

Для более удобного использования уравнения (II.30) заменим $\beta_{*кц}$ параметрами, которые известны или легко определяются. Из уравнений (II.6) и (II.11) имеем

$$v = \sqrt{\frac{T}{2\rho\pi R^2}} = \sqrt{\frac{c_T \pi R^2 \rho (\omega R)^2}{4\rho\pi R^2}} = \frac{1}{2} \omega R \sqrt{c_T} \quad (II.31)$$

по определению

$$\beta_{*кц} = \frac{v}{\omega R}. \quad (II.32)$$

Подставляя v из уравнения (II.31) в (II.32), получим

$$\beta_{*кц} = \frac{1}{2} \sqrt{c_T}. \quad (II.33)$$

Подставляя выражение (II.33) в уравнение (II.30), получим окончательное выражение для коэффициента крутящего момента

$$m_k = \frac{1}{2} c_T^{\frac{3}{2}} + \frac{\sigma \delta}{4}. \quad (II.34)$$

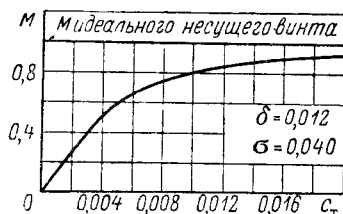
Зависимость коэффициента совершенства от коэффициента тяги и профильного сопротивления лопасти. Уравнение (II.34) выражает характеристики на висении несущего винта, имеющего идеальную крутку лопастей, хорду постоянной величины, заполнения σ и среднее профильное сопротивление δ . Первая часть уравнения представляет индуктивные потери, вторая — потери от профильного сопротивления.

Если уравнение (II. 34) поставить в формулу коэффициента совершенства несущего винта, то можно получить выражение, из которого видно, как конструктивные факторы влияют на характеристики винта на висении.

$$M = 0,5 \frac{c_T^{\frac{3}{2}}}{m_k} = \frac{c_T^{\frac{3}{2}}}{c_T^{\frac{3}{2}} + \frac{\sigma \delta}{4}}. \quad (\text{II. 35})$$

Если профильное сопротивление $\delta=0$, то уравнение (II. 35) дает уже полученный выше результат: $M=1$.

Изменение коэффициента совершенства в зависимости от коэффициента тяги при определенных значениях σ и $\delta = \text{const}$ показано на фиг. II. 5. Из графика видно, что если несущий винт работает на малых c_T , то и M будет мал [то же видно из уравнения (II. 35) — выражение профильного сопротивления, находящееся в знаменателе, постоянно и велико по сравнению с числителем]. Однако при возрастании c_T относительное влияние δ уменьшается и происходит увеличение M . Это продолжается до тех пор, пока значения c_T не станут настолько велики, что значение выражения профильного сопротивления по сравнению со значением выражения индуктивных потерь становится малым, и дальнейшее увеличение c_T дает малое возрастание M .



Фиг. II. 5. Зависимость коэффициента совершенства несущего винта от коэффициента тяги.

Другими словами, если несущий винт создает малую тягу или его лопасти имеют очень большую концевую скорость, то это приводит к получению малого коэффициента тяги. Профильное сопротивление будет велико по отношению к создаваемой тяге, так как даже при нулевой тяге лопасть имеет сопротивление. Несущий винт работает при этом неэффективно, так как он поглощает мощность, почти не создавая тяги. По мере того как тяга несущего винта возрастает, коэффициент совершенства тоже увеличивается, ибо градиент возрастания тяги больше, чем возрастание мощности, необходимая для создания этой тяги. При больших значениях тяги коэффициент совершенства растет уже не так быстро при увеличении c_T , так как индуктивные потери занимают значительную часть общих потерь. Уравнение (II. 35) показывает, что M при неизменном δ и увеличении c_T будет асимптотически приближаться к единице. Для действительных винтов большое увеличение коэффициента тяги приводит к возникновению срыва на лопастях, что, в свою очередь, вызывает резкое увеличение профильного сопротивления и уменьшение тяги. То и другое приводит к значительному уменьшению коэффициента совершенства.

Влияние концевой скорости лопасти и заполнения на коэффициент совершенства

Идеальным винтом для режима висения будет несущий винт бесконечно большого диаметра со скоростью вращения, равной нулю. Профильные и индуктивные потери такого винта, очевидно, будут равны нулю, так как такой винт для создания тяги должен будет сообщать ускорение бесконечно большой массе воздуха на бесконечно малую величину ($v \rightarrow 0$). Практически, однако, такие факторы, как вес, ограничения в размерах и др., вынуждают создавать несущий винт умеренных диаметров. Однако нужно помнить, что чем больше диаметр винта при данной тяге, тем меньше индуктивные потери.

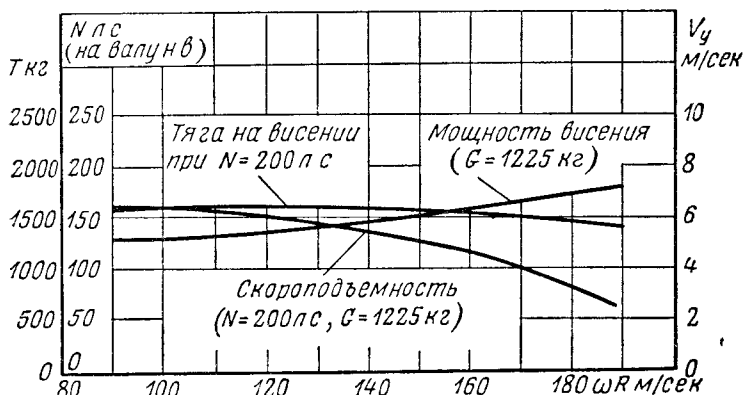
Оптимальные концевые скорости и заполнение. Когда выбран диаметр винта или нагрузка на диск, т. е. определены индуктивные потери, необходимо подобрать оптимальную комбинацию (для условий висения) заполнения и концевой скорости винта, с тем чтобы получить минимальные потери на профильное сопротивление. Выбор этих двух параметров зависит от двух взаимно связанных факторов: 1) несущий винт должен работать на значении коэффициента подъемной силы, близком к критическому углу сечения лопасти, и 2) несущий винт должен работать на возможно более низкой концевой скорости. Использование возможно более низкой концевой скорости равносильно применению наибольшего возможного заполнения или наибольшей хорды лопасти, так как диаметр несущего винта уже определен.

Оба указанных вывода основываются на том, что тяга несущего винта изменяется пропорционально квадрату концевой скорости, а мощность, затрачиваемая на преодоление профильного сопротивления, — пропорционально кубу этой скорости. Для определенной тяги кубический закон дает наименьшие профильные потери при наименьшей концевой скорости. Отсюда следует, что так как тяга зависит от среднего значения коэффициента подъемной силы c_y , на котором работает несущий винт, площади лопастей и их концевой скорости, то тяга должна создаваться винтом, работающим на больших c_y и низких концевых скоростях (а следовательно, в большом заполнении).

Влияние концевой скорости. Влияние концевой скорости несущего винта на характеристики висения вертолета с определенным весом и заполнением показано на фиг. II. 6. Уменьшение концевой скорости от 183 до 122 м/сек дает уменьшение потребной мощности (для создания неизменной тяги) на 50 л. с. (26%) или увеличение тяги на 365 кг (25%) при неизменной мощности. Выгода от уменьшения концевой скорости становится еще более разительной, если рассматривать ее с точки зрения увеличения полезной нагрузки. Например, возрастание тяги при взлете на 365 кг представляет собой увеличение общей тяги на 25%, а увеличение полезной нагрузки для рассматриваемого вертолета — на 100%. Выгода, получаемая в результате уменьшения концевой скорости, показана на фиг. II. 6 также и в виде прироста вертикальной

скороподъемности. Для неизменной мощности и полетного веса вертолета вследствие уменьшения концевой скорости от 183 до 122 м/сек увеличивается вертикальная скороподъемность от 3,0 до 5,85 м/сек.

Соотношения между \bar{c}_y , c_T и σ . Заполнение σ , средний коэффициент подъемной силы \bar{c}_y и концевая скорость ωR связаны



Фиг II 6. Влияние концевой скорости лопастей на характеристики несущего винта на режимах висения и вертикального подъема.

друг с другом определенной зависимостью. На висении вес вертолета равен тяге или подъемной силе несущего винта

$$G = \bar{c}_y \int_0^R k \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 b dr = \frac{1}{2} c_T \pi R^2 \rho (\omega R)^2;$$

$$\frac{1}{6} \bar{c}_y \rho \omega^2 R^3 k b = \frac{1}{2} c_T \pi \rho R^2 (\omega R)^2,$$

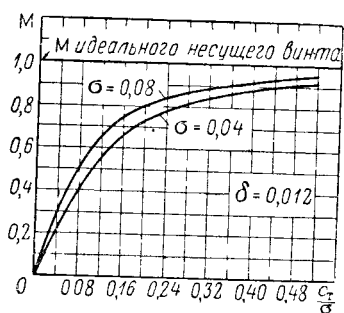
откуда

$$\bar{c}_y = 3 \frac{c_T}{\sigma}. \quad (\text{II. 36})$$

Значение коэффициента тяги и заполнения для характеристик несущего винта приведено на фиг. II. 7, где коэффициент совершенства винта выражен в функции его среднего коэффициента подъемной силы $\frac{c_T}{\sigma}$. График показывает, что если несущий винт работает на малых значениях $\frac{c_T}{\sigma}$ вследствие неудовлетворительной конструкции лопастей или вынужденной большой концевой скорости, то увеличение $\frac{c_T}{\sigma}$ путем уменьшения σ дает существенное увеличение коэффициента совершенства, так как кривая в этой зоне поднимается весьма круто. Однако при больших значениях $\frac{c_T}{\sigma}$

выгода может быть достигнута (при неизменном значении c_T) путем увеличения заполнения, так как кривые в этой части пологие.

Характеристики различных винтов на режиме висения удобно сравнивать, вычертив их в виде графика M функции $\frac{c_T}{\sigma}$ при одних и тех же значениях среднего коэффициента подъемной силы. Таким образом, фактор различных условий работы исключается, и винты могут сравниваться только по конструктивным параметрам. Хотя график $\frac{c_T}{\sigma}$ позволяет производить сравнение винтов при равных значениях среднего коэффициента подъемной силы, это вовсе не исключает первоначального влияния заполнения, так как несущий винт с меньшим заполнением должен работать на более высоких концевых скоростях, чтобы создать ту же тягу при том же значении $\frac{c_T}{\sigma}$. Но это



Фиг. II. 7. Зависимость коэффициента совершенства несущего винта от отношения коэффициента подъемной силы к заполнению.

возрастание концевой скорости вызывает увеличение профильного сопротивления, что, в свою очередь, приводит, как это видно на фиг. II. 7, к уменьшению коэффициента совершенства.

Однако имеются причины, ограничивающие возможность снижения концевой скорости. Одной из наиболее важных причин является опасность полета в случае внезапного отказа двигателя. Чем больше обороты несущего винта, тем больше запас его кинетической энергии, следовательно, тем больше у летчика времени на уменьшение угла установки лопастей и перевода винта на режим самовращения. Большой угол конусности, а также психологический эффект, производимый медленно вращающимися лопастями, также влияют в известной мере на определение нижнего предела концевой скорости.

В заключение необходимо отметить, что в настоящей главе рассмотрен режим висения и рекомендации по выбору конструктивных параметров даны для этого режима, что отнюдь не значит, что они действительны и для режимов полета с большой скоростью.

В следующих главах будет показано, что требование высокой эффективности при отсутствии вибраций на высоких скоростях полета вступает в конфликт с требованиями, обеспечивающими высокую эффективность на висении. Приходится искать компромиссные решения.

Глава III

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ВИСЕНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА

Точность определения характеристик несущего винта на висении и при вертикальном полете зависит от точности определения тяги, создаваемой винтом, и потребляемой им мощности. С другой стороны, тяга винта и потребляемая им мощность в значительной степени зависят от конструктивных параметров лопастей (например, сужения, крутки, качества поверхности). Трудно точно оценить в отдельности влияние каждого конструктивного параметра. В зависимости от требуемой точности расчета могут быть введены различные допущения, значительно упрощающие задачу. Примеры таких допущений даны в предыдущей главе, где при расчете общего влияния профильного сопротивления на коэффициент совершенства принималось, что коэффициент профильного сопротивления не меняется по радиусу.

В настоящей главе дан метод достаточно точного определения характеристик несущего винта на режимах висения и вертикального полета, включающий минимум допущений. В конце главы результаты теоретического анализа сравниваются с опытными данными, полученными при испытаниях натуральных несущих винтов, и дается метод быстрого определения характеристик различных винтов, что необходимо при конструировании.

Для определения угла атаки, тяги и крутящего момента каждого элемента лопасти необходимо знать распределение индуктивной скорости по радиусу лопасти. С этого и начнем.

Общее уравнение индуктивной скорости

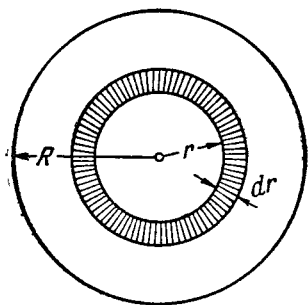
Общее выражение для индуктивной скорости в любой точке несущего винта на режиме висения и вертикального подъема можно получить с помощью теоремы о количестве движения и теории элемента лопасти¹.

¹ Теория Сабинина — Юрьева (Прим. перев.)

Уравнение (II.16) дает следующее выражение элементарной тяги, создаваемой бесконечно малым отрезком лопасти:

$$dT = k \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 a (\theta - \beta_*) b dr. \quad (\text{III. 1})$$

Выражение для элементарной тяги можно получить также с помощью теоремы о количестве движения. Рассмотрим кольцо, представляющее часть поверхности диска несущего винта шириной dr и радиусом r (фиг. III.1). Тяга, создаваемая таким кольцом, равна массе воздуха, проходящей сквозь кольцо в единицу времени, умноженной на приращение скорости воздуха, проходящего через это кольцо, т. е.



Фиг. III.1. Кольцо на диске несущего винта.

$$dT = (2\pi r dr \rho V_1) 2v = 4\pi \rho V_1 v r dr. \quad (\text{III. 2})$$

Приравняем уравнения (III.1) и (III.2):

$$k \frac{1}{2} \rho \omega^2 r^2 a \left(\theta - \frac{V_1}{\omega r} \right) b dr = 4\pi \rho V_1 v r dr. \quad (\text{III. 3})$$

Подставив $V_1 = V_y + v$ в уравнение (III.3), получим

$$4\pi v^2 + \left(4\pi V_y + \frac{k}{2} \omega ab \right) v - \frac{k}{2} b \omega^2 r a \left(\theta - \frac{V_y}{\omega r} \right) = 0. \quad (\text{III. 4})$$

Решая это квадратное уравнение относительно v , будем иметь

$$v = \left(\frac{V_y}{2} + \frac{kba\omega}{16\pi} \right) \left(-1 + \sqrt{1 + \frac{2\omega r \left(\theta - \frac{V_y}{\omega r} \right)}{\frac{4\pi V_y^2}{kba\omega} + V_y + \frac{kba\omega}{16\pi}}} \right). \quad (\text{III. 5})$$

Заполнение несущего винта было определено в предыдущей главе [уравнение (II.22)] как

$$\sigma = \frac{kb}{\pi R}. \quad (\text{III. 6})$$

Заполнение элемента лопасти на радиусе \bar{r} , или местное заполнение, может быть определено по аналогии с заполнением всего несущего винта подстановкой в формулу (III.6) местного значения хорды. При этом местное заполнение $\sigma_{\bar{r}}$ элемента лопасти будет равно заполнению всего несущего винта, если он имеет прямоугольные лопасти, и будет отличаться, если лопасти имеют какую-либо иную форму.

Положив $\bar{r} = \frac{r}{R}$ и подставив \bar{r} и значение местного заполнения

в уравнение (III.5), получим общее выражение величины индуктивной скорости у элемента лопасти:

$$v = \left(\frac{V_y}{2} + \frac{\sigma_r a \omega R}{16} \right) \times \left(-1 + \sqrt{1 + \frac{2(\theta r \omega R - V_y)}{4V_v^2 + \frac{\sigma_r a \omega R}{\sigma_r a \omega R} + V_y + \frac{\sigma_r a \omega R}{16}}} \right). \quad (\text{III.7})$$

Подобное же выражение можно получить с помощью вихревой теории.

Когда известна индуктивная скорость, можно определить угол притекания у элемента лопасти (см. фиг. II.5).

$$\beta_* = \frac{v + V_y}{\omega R}. \quad (\text{III.8})$$

С помощью уравнения (III.7) можно вычислить индуктивную скорость для лопасти любой формы в плане и с любым законом крутки, так как оно дает возможность определить скорость и угол притекания, создаваемые элементом лопасти, имеющим хорду, угол установки θ^1 и вращающимся на радиусе r .

Приложение уравнения (III.7) для вычисления характеристик висения и вертикального подъема для несущего винта, имеющего лопасти произвольной формы в плане, крутки и сечения, дано ниже в настоящей главе.

Из уравнения (III.7) видно, что индуктивная скорость может быть постоянной по радиусу, при условии если угол установки уменьшается по мере увеличения радиуса:

$$\theta = \theta_{\text{кп}} \frac{R}{r} = \frac{\theta_{\text{кп}}}{r}, \quad (\text{III.9})$$

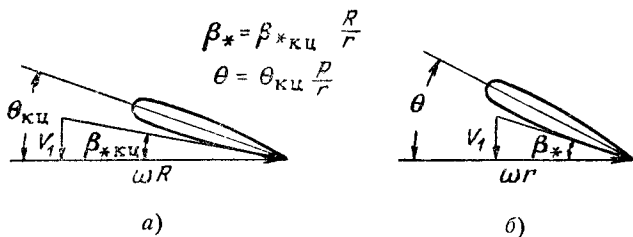
где $\theta_{\text{кп}}$ - угол установки на конце лопасти. Выражая угол атаки сечения лопасти через угол установки на конце лопасти и угол притекания, получим

$$\alpha_r = \frac{\theta_{\text{кп}}}{r} - \frac{\beta_{\text{кп}}}{r} = \frac{1}{r} (\theta_{\text{кп}} - \beta_{\text{кп}}). \quad (\text{III.10})$$

Закон изменения угла установки, данный уравнением (III.9), был определен в главе II, как идеальная крутка, так как он обеспечивает минимальные индуктивные потери при создании данной тяги. Такая крутка кажется логичной, так как при приближении к корню лопасти окружная скорость уменьшается, угол притекания увеличивается и, следовательно, угол установки должен соответственно увеличиваться, с тем чтобы иметь положительный угол атаки. На фиг. III.2 показаны скорости и углы для сечений, распо-

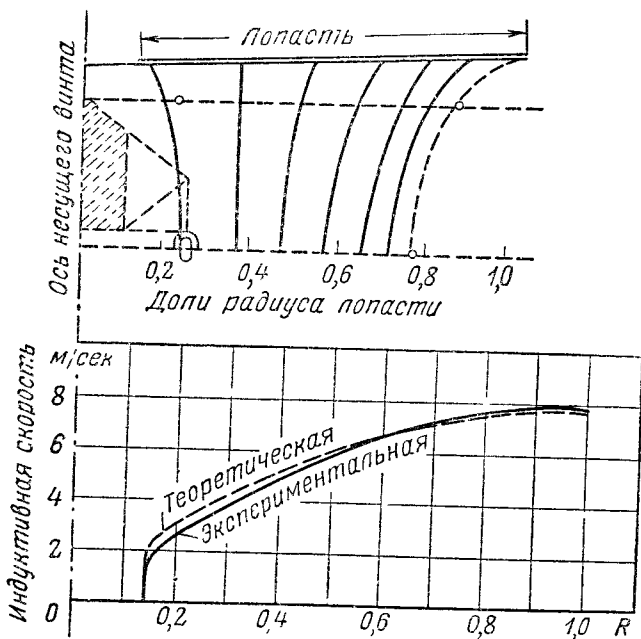
¹ Угол установки θ отсчитывается от линии нулевого c_y , т.е. $\varphi = \theta + \alpha_0$.
(Прим. перев.)

ложенных на конце и у корня лопасти. Строго говоря, допущение равномерного распределения скорости потока (идеальная крутка) требует различной крутки для различных коэффициентов тяги или



Фиг. III.2. Схема углов сечений закрученной лопасти
а — сечение на конце лопасти; б — сечение у корня лопасти

скороподъемности, так как более высокие c_T или V_{ω} требуют больших углов установки на конце лопасти вследствие увеличивающихся углов притекания. Так как угол установки у корня лопасти (который принимается на оси вращения) 90° в обоих случаях, закон распределения крутки по размаху лопасти должен меняться.



Фиг III 3 Поток сквозь несущий винт, замеренный в полете

Экспериментальная проверка справедливости уравнения (III.7) была проведена англичанами при летных испытаниях натурного вертолета на режиме висения. Форма потока под несущим винтом была выявлена с помощью струек дыма, выпускавшихся над диском винта дымовыми генераторами (фиг. III.3). Скорость потока под

винтом замерялась в двух плоскостях (показаны на фигуре пунктирными линиями) и результаты экстраполировались, с тем чтобы получить величины индуктивных скоростей в плоскости диска. Экспериментальная кривая (без учета концевых потерь) показана в нижней части фиг. III.3 вместе с теоретической кривой, построенной на основании вычислений с помощью уравнения (III.7). Хорошая сходимость теоретической и экспериментальных кривых показывает надежность данных, даваемых комбинацией теории элемента лопасти и теоремы о количестве движения.

Общие уравнения характеристик на висении

Не всегда возможно получить точные формулы, выраженные через индуктивную скорость характеристик несущего винта, имеющего произвольную форму лопастей в плане и различные сечения профилей. В таких случаях можно применить метод численного интегрирования, как это делается при расчете пропеллеров. Рассмотрим метод выполнения такого расчета. Погонная тяга лопасти может быть выражена через коэффициенты следующей формулой:

$$\frac{dc_T}{dr} = \sigma_r^- \frac{a}{2} \alpha_r^- r^2. \quad (\text{III. 11})$$

Крутящий момент несущего винта складывается из индуктивных и профильных потерь. Индуктивная часть крутящего момента, создаваемая компонентом вектора подъемной силы на плоскость вращения, будет

$$\frac{dm_{к\ i}}{dr} = \sigma_r^- \frac{a}{2} \beta_{*} \alpha_r^- r^3, \quad (\text{III. 12})$$

и часть профильного сопротивления выразится формулой

$$\frac{dm_{к\ p}}{dr} = \frac{\sigma_r^-}{2} c_{xp} r^3. \quad (\text{III. 13})$$

Три неизвестных величины в приведенных уравнениях (σ_r^- , β_* и α_r) могут быть определены из данных геометрических и аэродинамических параметров лопасти с помощью следующих соотношений:

$$\sigma_r^- = \frac{kb}{\pi R}; \quad (\text{III. 14})$$

$$\beta_* = \frac{\sigma_r^- a}{16r} \left(-1 + \sqrt{1 + \frac{32r\beta_*}{a-r}} \right); \quad (\text{III. 15})$$

$$\alpha_r = \theta - \beta_*. \quad (\text{III. 16})$$

Уравнение (III.15) получим из уравнения (III.7) и (III.8), если положим $V_y = 0$.

Пользуясь уравнениями с (III.11) по (III.16) для определения характеристик различных конструкций лопастей, можно для

облегчения расчета применять графики и номограммы. Например, уравнение (III. 15) изображают кривыми так, что с них можно снять значения β_{\ast} , задавшись различными значениями переменных σ_r , θ и r . Угол атаки сечения α_r затем находят из уравнения (III. 16). Значения $\frac{dc_r}{dr}$ определяют из второго графика для различных значений α_r , σ_r и r . Значение $\frac{dm_{ki}}{dr}$ снимают с третьего графика, используя уже полученные значения β_{\ast} и α_r . Коэффициент профильного сопротивления сечения получают из кривой лобового сопротивления выбранного профиля при расчетном угле атаки α_r и подставляют в четвертый график, откуда и получают значения $\frac{dm_{kp}}{dr}$.

Процесс повторяют для всех выбранных сечений лопасти (обычно хорошие результаты дает принятие десяти сечений), и в результате вычислений получают график значений $\frac{dc_r}{dr}$; $\frac{dm_{ki}}{dr}$ и $\frac{dm_{kp}}{dr}$ по r . Площадь, ограниченная этими кривыми и осью r , дает значения c_r , m_{ki} и m_{kp} ; сумма последних двух равна m_k . Если необходимо иметь характеристики несущего винта на висении для определенного диапазона коэффициентов тяги, все вычисления должны быть повторены для нескольких значений углов установки.

Концевые потери

Описанный метод вычисления особенно полезен при сравнительных расчетах характеристик различных несущих винтов (пример применения изложенной методики расчета к несущим винтам с различной круткой и формой лопастей в плане дается в следующей главе). При анализе характеристик несущего винта необходимо учитывать уменьшение тяги у концов лопастей вследствие применения конечного числа лопастей. Эти потери тяги, или концевые потери, возникают от перетекания воздуха на концах лопастей.

Для создания тяги необходимо, чтобы была разница в давлении на верхней и нижней поверхностях лопасти. Вследствие разницы давления воздух у концов лопастей перетекает с нижней поверхности на верхнюю, уменьшается разница в давлении и, следовательно, уменьшается тяга у концов лопастей. Зона распространения концевых потерь зависит от нагрузки на погонный метр лопасти. Поэтому коэффициент тяги и число лопастей имеют важное значение при определении величины концевых потерь, так как коэффициент тяги определяет величину нагрузки на диск, а количество лопастей определяет величину нагрузки на лопасть. Концевые потери возрастают при увеличении коэффициента тяги и уменьшаются при увеличении числа лопастей. Так как концевые потери зависят от нагрузки на погонный метр лопасти, то они не зависят от сочетания ширины хорды (заполнения) и угла атаки, которые образуют

эту нагрузку. Следовательно, концевые потери по существу не зависят от заполнения.

Приближенный способ вычисления концевых потерь был опубликован в 1927 г. Прандтлем и Бетцем. Их способ дает достаточно точные результаты для легко нагруженных винтов. Основная формула после некоторого упрощения принимает вид

$$B = 1 - \frac{\sqrt{c_T}}{k}, \quad (\text{III. 17})$$

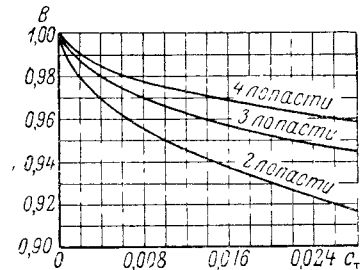
где B — коэффициент концевых потерь, показывающий, что конец лопасти размером $R - BR$ не создает подъемной силы, но имеет профильное сопротивление; c_T — коэффициент тяги несущего винта; k — число лопастей несущего винта.

Формула показывает, что коэффициент концевых потерь изменяется пропорционально корню квадратному из значения коэффициента тяги и обратно пропорционально числу лопастей. Концевые потери равны нулю, если число лопастей несущего винта равно бесконечности. Закон изменения B , выраженный уравнением (III. 17), изображен на фиг. III. 4.

Более строгое решение вопроса трехмерного потока вокруг лопасти пропеллера было дано Гольдштейном в 1929 г. (библ. Б, 17) и применено в 1930 г. Локком. Расчет несущего винта по теории Гольдштейна дает более точные результаты. Однако относительно мало нагруженные вертолетные винты (нагрузка которых представляет приблизительно 4% нагрузки, применяемой для пропеллеров) можно в большинстве случаев рассчитывать по вихревой теории или по комбинированной теории элемента лопасти и теоремы о количестве движения при принятии некоторых простых допущений, касающихся концевых потерь.

Одним из таких широко применяющихся допущений, дающим удовлетворительные результаты при расчете характеристик, является принятие положения, что кончик лопасти длиной, равной половине концевой хорды, не создает подъемной силы (т. е. $B = 1 - \frac{b_{\text{кч}}}{2R}$).

Для лопастей обычной конструкции и формы в плане такое допущение дает коэффициент концевых потерь 0,97. Эта цифра была подтверждена уже упоминавшимися выше летными испытаниями (библ. Б, 13), которые показали, что концевые потери уменьшают эффективный радиус лопасти приблизительно на 3—4%. Способ учета концевых потерь приведен в этой главе ниже.



Фиг. III. 4. Зависимость концевых потерь от нагрузки на диск несущего винта.

Проверка теории летными испытаниями

В течение многих лет экспериментальные данные о характеристиках вертолетов были крайне ограничены. Было проведено много экспериментов в аэродинамических трубах, однако малый масштаб моделей несущих винтов и недостаточное знание влияния стенок трубы на модели ставили под сомнение полученные результаты. Опыт показал, что испытаний малых моделей несущих винтов даже на сравнительные характеристики следует избегать. Результаты таких испытаний представляют ценность только при тщательном теоретическом анализе и могут применяться для практических целей лишь после проверки полученных результатов на натуральных несущих винтах.

Сказанное относится не ко всем испытаниям малых моделей несущих винтов. Испытания на устойчивость, проведенные на динамически подобных моделях, дают возможность выявить влияние изменения некоторых параметров на устойчивость вертолета. Приносят пользу также испытания моделей на вибрации, а также испытания на моделях различных систем управления различных типов несущих винтов. При испытании моделей во всех случаях нужно тщательно учитывать влияние стенок аэродинамической трубы и земли.

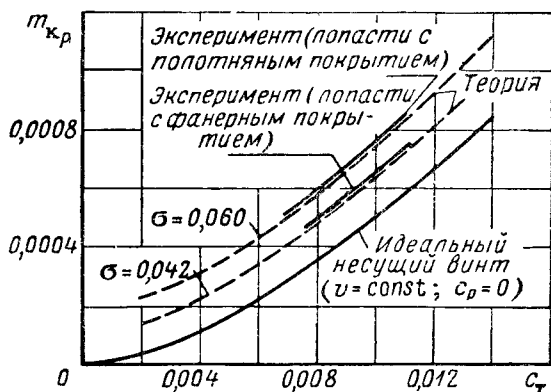
Примером тщательного анализа результатов испытаний на определение статической тяги модели несущего винта малого масштаба является работа М. Найта (библ. А, I. 15). Найт исследовал параметры несущего винта как функцию масштаба и пришел к выводу, что наибольшее значение имеет наклон кривой C_y и кривая C_{xp} .

Затем Найт использовал результаты своих испытаний как основу для получения натуральных значений этих параметров. Было найдено, что до угла, соответствующего началу срыва у симметричного профиля, используемого для обычных несущих винтов, значение угла наклона кривой C_y по α равно 5,75. Полагая кривую профильного сопротивления параболой, удовлетворяющей уравнению $C_{x0} = \delta + \epsilon \sigma^2$, получаем среднее натурное значение $\epsilon = 0,3$, и так как δ изменяется от 0,006 для больших несущих винтов с тонкими профилями до 0,012 для малых несущих винтов с толстыми профилями, то среднее натурное значение $\delta = 0,010$.

Хотя работы Найта дали возможность быстро и точно выполнять расчет и проверку характеристик несущих винтов на режиме висения, требовалась проверка этой теории натурными летными испытаниями с точными замерами. Эти испытания были проведены и теория подтверждена результатами летных испытаний (библ. А, I. 4 и I. 10).

Испытания проводились с двумя комплектами лопастей несущих винтов, отличающихся друг от друга заполнением, состоянием поверхности, величиной крутки и профилями. На фиг. III. 5 приведены кривые характеристик двух несущих винтов, полученные при летных испытаниях, и для сравнения даны кривые, построенные в результате вычисления с помощью метода графического интегрирования (библ. А, I. 5) При расчетах коэффициент конечных потерь прини-

мался равным 0,97. Коэффициент профильного сопротивления ком плекта лопастей с «грубым» полотняным покрытием в соответствии с результатами испытаний в аэродинамической трубе отрезка действительной лопасти был увеличен по сравнению с «пологладкой» лопастью в 1,28 раза. Другой комплект лопастей меньшего заполнения с «полугладким» фанерным покрытием лопастей не имел поправки к коэффициенту профильного сопротивления. Из фиг. III.5 видно, что расхождение между теорией и практикой составляет всего несколько процентов и теория дает достаточную для инженерной практики точность.



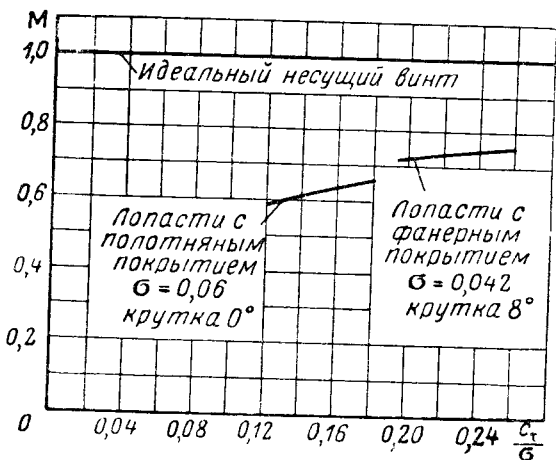
Фиг III 5 Сравнение результатов расчетов с данными летных испытаний

Кроме подтверждения расчетных данных, результаты летных испытаний подчеркнули существенное влияние заполнения и состояния поверхности на характеристики висения. Сравнительные характеристики двух испытанных несущих винтов показаны на фиг. III.6 Из графика видно, что лопасти с фанерным покрытием имеют коэффициент совершенства приблизительно на 15% больше, чем лопасти с полотняным покрытием. Этот выигрыш выражается в приросте тяги (при неизменной мощности) на 150 кг х машины с полетным весом 1200 кг.

Согласно теории приблизительно половина разницы в характеристиках испытанных несущих винтов получается вследствие влияния заполнения. Уменьшение заполнения даст преимущество, когда концевая скорость задана и лопасть работает на угле атаки ниже оптимального ($\frac{c_T}{\sigma}$ слишком мало). Так, в нашем случае несущий винт, имеющий заполнение 0,042, работает на угле атаки, более близком к оптимальному, чем несущий винт, имеющий заполнение 0,060, кроме того, при этом экономится соответствующая профильная мощность.

Улучшение характеристик в основном (за исключением некоторой экономии индуктивной мощности, даваемой круткой лопастей) зависит от преимущества гладкой, более твердой поверхности ло-

пастей, имеющих фанерное покрытие, с низким заполнением, по сравнению с лопастями, покрытыми тканью (с заполнением 0,060).



Фиг. III.6. Характеристики двух типов несущих винтов на режиме висения.

Преимущество гладкой, твердой поверхности лопасти было проверено летными испытаниями при моторном горизонтальном полете и планировании на режиме самовращения.

Характеристики лопастей с идеальной круткой и постоянной хордой

Одним из типов несущего винта, для которого могут быть даны точные выражения для тяги и крутящего момента, является несущий винт, имеющий лопасти с идеальной круткой и прямоугольной формой в плане. Хотя в настоящее время лопасти такого типа не строятся, но характеристики несущего винта с такими лопастями сравниваются с характеристиками реальных лопастей при их оценке.

Выражения для тяги и крутящего момента на режимах висения для лопастей с идеальной круткой и постоянной хордой приведены в предыдущей главе. Профильное сопротивление вычислялось исходя из допущения, что каждый элемент лопасти имеет постоянный коэффициент лобового сопротивления независимо от угла атаки сечения. Это допущение приемлемо для расчетов, в которых оно учитывается. Для несущих винтов, работающих на углах атаки, близких к критическим, принятие допущения о постоянстве коэффициента профильного сопротивления может привести к получению авышенных характеристик. В настоящем разделе дается аналитическое выражение коэффициента лобового сопротивления в зависимости от угла атаки сечения лопасти до критических углов. Это даст возможность снять ограничения, налагаемые указанным допущением. Уравнения сделаны более общими благодаря включению

в них условий для вертикального набора высоты и учета концевых потерь.

Выражение для тяги. Дифференциал тяги для несущего винта, имеющего k лопастей:

$$dT = k \frac{1}{2} \rho \omega^2 r^3 c_y b dr. \quad (\text{III. 18})$$

Для случая идеальной крутки

$$c_y = a(\theta - \beta_*) = a \frac{R}{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}). \quad (\text{III. 19})$$

Подставляя уравнение (III. 19) в (III. 18) и заменяя r на $\bar{r}R$, получим выражение для полной тяги

$$T = \int_0^B k \frac{1}{2} \rho \omega^2 R^3 a \bar{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) b d\bar{r}. \quad (\text{III. 20})$$

Верхний предел интеграла принимается $r=B$, вместо того чтобы принять $r=1,0$, чем учитываются сразу потери тяги на концах лопастей.

Интегрируя уравнение (III. 20), получаем

$$\begin{aligned} T &= \left[k \frac{1}{2} \rho \omega^2 R^3 a (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) b \frac{\bar{r}^2}{2} \right]_0^B = \\ &= k \frac{1}{2} \rho \omega^2 R^3 a (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) b \frac{B^2}{2}. \end{aligned} \quad (\text{III. 21})$$

Приравнявая уравнение (III. 21) выражению для тяги

$$T = \frac{1}{2} c_T \pi R^2 \rho (\omega R)^2$$

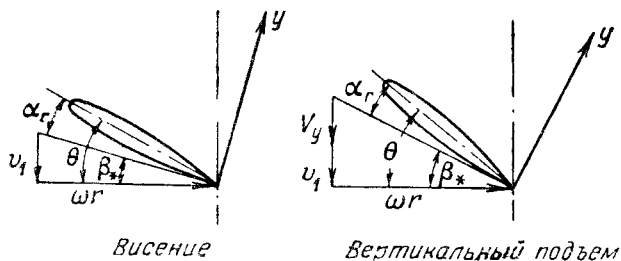
и полагая $\sigma = \frac{kb}{\pi R}$, получим общее выражение для тяги

$$\frac{c_T}{B^2} = \frac{\sigma a}{2} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}). \quad (\text{III. 22})$$

Крутящий момент, необходимый для преодоления индуктивного сопротивления, и крутящий момент, развиваемый при вертикальном подъеме. Полная мощность несущего винта при вертикальном подъеме расходуется на создание тяги (индуктивные потери), преодоление профильного сопротивления лопастей и на подъем вертолета с постоянной вертикальной скоростью. Вредное сопротивление фюзеляжа при небольших скоростях вертикального подъема обычно мало и им пренебрегаю.

Мощность на подъем вертолета поглощается несущим винтом. На фиг. III.7 показано, как благодаря скорости вертикального подъема вектор подъемной силы сечения лопасти отклоняется от

вертикали больше, чем на висении. Увеличение проекции вектора подъемной силы на плоскость вращения несущего винта вызывает увеличение крутящего момента. Из фиг. III. 7 также видно, что при вертикальном подъеме для получения того же угла атаки сечения лопасти требуется больший угол установки лопастей, чем при висении.



Фиг. III. 7. Влияние вертикальной скорости на наклон вектора подъемной силы.

Так как крутящие моменты, необходимые для преодоления индуктивных потерь и создания вертикальной скорости, образуются, как мы видели, одинаково, можно написать их сумму так:

$$M_{ki} + M_{\text{к. подъема}} = \int_0^B k \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 a \frac{R}{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) \frac{R}{r} \beta_{*\text{кц}} r b dr. \quad (\text{III. 23})$$

Полагая $\bar{r} = \frac{r}{R}$, преобразуем это уравнение:

$$M_{ki} + M_{\text{к. подъема}} = \int_0^B k \frac{1}{2} \rho \omega^2 R^4 \bar{a} r (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) \beta_{*\text{кц}} b d\bar{r}. \quad (\text{III. 24})$$

Верхний предел интеграла опять принимается равным B , как в выражении для тяги, так как оба момента M_{ki} и $M_{\text{к. подъема}}$ зависят от создания тяги. Интегрируя уравнение (III. 24), получаем

$$M_{ki} + M_{\text{к. подъема}} = \frac{B^2}{4} k \rho \omega^2 R^4 a (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) \beta_{*\text{кц}} b \quad (\text{III. 25})$$

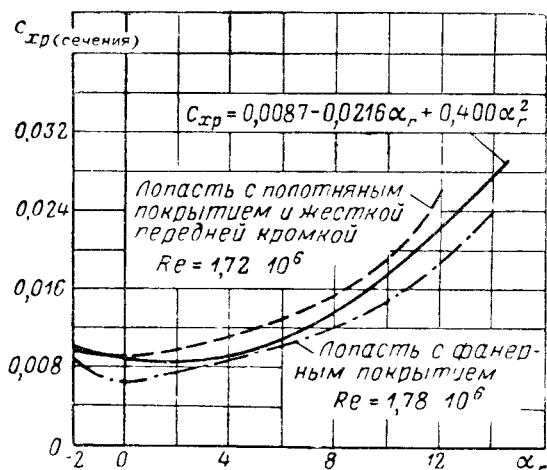
и

$$M_{ki} + M_{\text{к. подъема}} = \frac{1}{2} (m_{ki} + m_{\text{к. подъема}}) \pi R^2 \rho (\omega R)^2 R. \quad (\text{III. 26})$$

Приравнявая уравнения (III. 25) и (III. 26) и подставляя значение заполнения, получаем безразмерное выражение для крутящих моментов, затрачиваемых на преодоление индуктивного сопротивления и на создание вертикальной скорости:

$$m_{ki} + m_{\text{к. подъема}} = \frac{B^2}{2} \sigma a (\theta_{\text{кц}} - \beta_{*\text{кц}}) \beta_{*\text{кц}}. \quad (\text{III. 27})$$

Выражение для крутящего момента, затрачиваемого на преодоление профильного сопротивления. Рассмотрим потери энергии на преодоление профильного сопротивления. Эти потери зависят от типа выбранного профиля. При рассмотрении теории работы несущего винта на висении принималось, что сечения лопасти работают при среднем коэффициенте профильного сопротивления δ . Так как угол атаки сечения лопасти при идеальной крутке меняется обратно пропорционально радиусу лопасти, а коэффициент профильного сопротивления для обычных профилей изменяется при изменении угла атаки, то целесообразно



Фиг. III. 8. Кривые расчетных и замеренных профильных сопротивлений.

при расчетах пользоваться действительным коэффициентом профильного сопротивления для рассчитываемого угла атаки.

Найт (библ. А, I. 15) выразил соотношение между коэффициентом профильного сопротивления и углом атаки параболической зависимостью $c_{xp} = c_{xp \min} + \epsilon \alpha_r^2$.

Зиссинг (библ. А, II. 21) применил аналитическое выражение следующего вида:

$$c_{xp} = \delta_0 + \delta_1 \alpha_r + \delta_2 \alpha_r^2. \quad (III. 28)$$

Бейли (библ. А, II. 18) исследовал коэффициенты профильного сопротивления обычных профилей и предложил метод, с помощью которого для заданного профиля могут быть определены постоянные в уравнении (III. 28). В его работе дается следующее уравнение, определяющее характеристики профильного сопротивления «хороших», практически применяющихся профилей:

$$c_{xp} = 0,0087 - 0,0216\alpha_r + 0,400\alpha_r^2. \quad (III. 29)$$

Кривая профильного сопротивления, построенная по этому закону, показана на фиг. III. 8 вместе с экспериментальной кривой,

полученной при испытании образца лопасти, имевшего профиль НАСА 0012, в двухмерной низкотурбулентной трубе высокого давления.

Момент профильного сопротивления может быть выражен интегралом

$$M_p = \int_0^1 k \frac{1}{2} \rho \omega^2 R^4 \bar{r}^3 b c_{xp} \bar{d}r. \quad (III. 30)$$

Так как потери на преодоление профильного сопротивления имеют место и в области неустановившегося потока у концов лопастей, то интегрирование производится по всему радиусу лопасти. После подстановки уравнения (III. 29) уравнение (III. 30) принимает вид

$$M_p = k \frac{\rho}{2} \omega^2 R^4 b \int_0^1 \bar{r}^3 \left[\delta_0 + \frac{\delta_1}{r} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}}) + \frac{\delta_2}{r^2} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}})^2 \right] \bar{d}r. \quad (III. 31)$$

Интегрируя, получаем

$$M_p = \frac{k}{2} \rho \omega^2 R^4 b \left[\frac{\delta_0}{4} + \frac{\delta_1}{3} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}}) + \frac{\delta_2}{2} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}})^2 \right]. \quad (III. 32)$$

Приравнявая (III. 32) к $M_p = \frac{1}{2} m_{\text{кр}} \pi k^2 \rho (\omega R)^2 R$ и подставляя значение σ , получаем выражение для коэффициента крутящего момента, затрачиваемого на преодоление профильного сопротивления:

$$m_{\text{кр}} = \sigma \left[\frac{\delta_0}{4} + \frac{\delta_1}{3} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}}) + \frac{\delta_2}{2} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}})^2 \right]. \quad (III. 33)$$

Окончательное выражение. Общии коэффициенты крутящего момента, поглощаемого несущим винтом, есть сумма уравнений (III. 27) и (III. 33):

$$m_{\text{к}} = \sigma \left[\frac{B^2}{2} a (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}}) \beta_{* \text{кц}} + \frac{\delta_0}{4} + \frac{\delta_1}{3} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}}) + \frac{\delta_2}{2} (\theta_{\text{кц}} - \beta_{* \text{кц}})^2 \right]. \quad (III. 34)$$

Для того чтобы уравнение (III. 34) можно было непосредственно применить для расчета характеристик несущего винта, необходимо заменить $\theta_{\text{кц}}$ и $\beta_{* \text{кц}}$ через c_T так, чтобы $m_{\text{к}}$ выразилось через известные параметры. Решая уравнения (III. 7), (III. 8) и (III. 22) совместно, получим

$$\beta_{* \text{кц}} = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{V_y}{\omega R} \right)^2 - \frac{c_T}{B} - \frac{1}{2} \frac{V_y}{\omega R}}; \\ \theta_{\text{кц}} = \frac{1}{2} \sqrt{\left(\frac{V_y}{\omega R} \right)^2 - \frac{c_T}{B^2} + \frac{2}{\sigma a} \frac{c_T}{B} + \frac{1}{2} \frac{V_y}{\omega R}}. \quad (III. 35)$$

Подставив выражения (III. 35) в уравнение (III. 34), получим выражение для общего коэффициента крутящего момента

$$m_k = \frac{1}{2} c_T \sqrt{\left(\frac{V_y}{\omega R}\right)^2 + \frac{c_T}{B^2}} + \frac{1}{2} \frac{V_y}{\omega R} c_T + \frac{\sigma_{\delta_0}^2}{4} + \frac{2}{3} \frac{\delta_1}{a} \frac{c_T}{B^2} + \frac{2\delta_2}{\sigma \alpha^2} \left(\frac{c_T}{B^2}\right)^2. \quad (\text{III. 36})$$

Первые два члена в этом уравнении представляют собой мощность, затрачиваемую на преодоление индуктивного сопротивления и на подъем вертолета вертикально вверх, а остальные три — мощность, затрачиваемую на преодоление профильного сопротивления.

С помощью уравнения (III. 36) можно рассчитать характеристики несущего винта на режиме вертикального подъема для различных значений заполнения, концевых потерь при различных коэффициентах тяги, при допущении равномерного потока сквозь винт. Характеристики висения также можно получить с помощью этого уравнения, если положить $V_y = 0$.

Хотя нами были рассмотрены случаи висения и вертикального подъема, выведенные формулы действительны и для случая вертикального снижения с небольшой скоростью (от 0 до 2 м/сек); для этого в уравнении необходимо заменить V_y на $-V_y$. Однако когда скорость снижения становится приблизительно того же порядка, что и индуктивная скорость v , теорема о количестве движения больше не может применяться и к решению задачи нужно подходить иначе. Режим вертикального снижения рассмотрен подробно в главе V.

Быстрое вычисление характеристик

Характеристики несущего винта с лопастями, имеющими прямоугольную форму в плане и идеальную крутку, рассмотренные в предыдущей главе, могут быть использованы для расчета характеристики любого несущего винта на режиме висения. С помощью уравнения (III. 36) определяются характеристики основного несущего винта, после чего вносятся поправки на крутку, сужение и состояние поверхности действительного несущего винта. Порядок расчета дается ниже вместе с таблицей поправочных коэффициентов для различных значений крутки и формы лопасти в плане, которые взяты из библиографии А, II. 5. (Эти поправки более подробно разобраны в следующей главе.)

Основные уравнения

$$c_T = \frac{\Gamma}{\frac{1}{2} \pi R^2 \rho (\omega R)^2};$$

$$m_k = \frac{M_k}{\frac{1}{2} \pi R^2 \rho (\omega R)^2 R}$$

$$c_N = \frac{75 N}{\frac{1}{2} \pi R^2 \rho (\omega R)^3};$$

$$\sigma = \frac{kb}{\pi R},$$

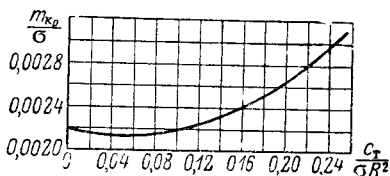
где T —тяга винта в кг; ρ —плотность воздуха в кг сек²/м⁴; M_k —крутящий момент винта в кгм; ωR —концевая скорость в м/сек; R —радиус несущего винта в м; k —число лопастей винта; b —хорда лопасти в м.

Порядок вычислений.

1. Для данных веса, плотности воздуха, радиуса и концевой скорости вычисляем c_T и σ .

2. По фиг. III.4 или по формуле $1 - \frac{b_{кр}}{R}$ определяем коэффициент концевых потерь и вычисляем $\frac{c_T}{\sigma B^2}$.

3. По фиг. III.9 находим $m_{кр}$. Если лопасть имеет гладкую поверхность и профиль хорошо выдержан (как на лопастях с металлическим или фанерным покрытием), можно принять для расчета полученное значение $m_{кр}$. Для лопастей с негладкой поверхностью и плохо выдержанным профилем значение $m_{кр}$ нужно увеличить приблизительно на 30%.



Фиг. III.9. Крутящий момент от профильного сопротивления несущего винта с прямоугольными лопастями, имеющими идеальную кривую.

4. Вычисляем $m_{кi}$ как $\frac{1}{2} \frac{c_T^{\frac{3}{2}}}{B}$.

5. $m_k = m_{кр} + m_{кi}$. Вычисляем по полученному m_k мощность.

Введение поправок на форму лопасти в плане и кривую. Для лопастей, имеющих сужение, линейную кривую или совсем не имеющих кривую, необходимая мощность несущего винта увеличивается согласно следующей таблице:

Сужение	Кривая в градусах	$\frac{c_T}{\sigma} = 0,134$	$\frac{c_T}{\sigma} = 0,2$
1:1	0	51 1/2%	71 1/2%
1 1	— 8	3%	31 1/2%
1:1	—12	11 1/2%	11 1/2%
3:1	0	31 1/2%	3%
3:1	— 8	0	—1 1/2%
3 1	—12	0	—1 1/2%

В таблице даны величины процентной добавки мощности при условии сохранения неизменной тяги. Для того чтобы найти уменьшение тяги при неизменной мощности, необходимо умножить процентные добавки мощности на 0,8 для $\frac{c_T}{\sigma} = 0,134$ и на 0,4 для $\frac{c_T}{\sigma} = 0,2$.

Эквивалентная хорда и весовое заполнение

В связи с введением в теории элемента лопасти безразмерных выражений для тяги и крутящего момента несущего винта удобно сгруппировать несколько выражений и образовать безразмерный параметр заполнения. Местное заполнение элемента лопасти σ_r , встречающееся в различных выражениях для тяги и крутящего момента, выражалось формулой

$$\sigma_r = \frac{kb}{\pi R},$$

где b — хорда элемента лопасти на радиусе r . После того как выражения для тяги и крутящего момента проинтегрированы, целесообразно иметь общее значение заполнения для всей лопасти.

Для прямоугольной лопасти общее заполнение или заполнение несущего винта σ будет равно местному заполнению σ_r , так как в обоих случаях заполнение вычисляется для одного и того же значения хорды, которое не изменяется по радиусу. Заполнение несущего винта определяется так же, как отношение площади всех лопастей к диску, ометаемому винтом. Следовательно, для несущего винта, имеющего k прямоугольных лопастей с хордой b и радиусом R ,

$$\sigma = \frac{kbR}{\pi R^2} = \frac{kb}{\pi R}.$$

Если, однако, форма лопастей в плане отлична от прямоугольной, то возникает необходимость определения эквивалентной хорды, создающей тягу и крутящий момент такие же, как и рассматриваемая лопасть.

Одним из способов определения b_e может быть приравнивание выражений для тяги и крутящего момента трапецевидной лопасти к соответствующим выражениям для прямоугольной лопасти и нахождение таким образом соотношения между хордами двух лопастей. К сожалению, значения σ , полученные из выражений для тяги и крутящего момента, несколько отличаются. С точки зрения создания тяги внешняя часть лопасти более важна, чем внутренняя, так как подъемная сила элемента лопасти пропорциональна квадрату радиуса. С другой стороны, концевые части лопасти еще более важны с точки зрения создания сопротивления вращению, так как крутящий момент элемента лопасти пропорционален кубу радиуса.

Следовательно, эквивалентная хорда может быть определена на базе тяги следующим выражением:

$$b_e = \frac{\int_{\bar{r}=0}^{\bar{r}=1} b \bar{r}^2 d\bar{r}}{\int_{\bar{r}=0}^{\bar{r}=1} \bar{r}^2 d\bar{r}}; \quad (III. 37)$$

на базе крутящего момента выражением

$$b_e = \frac{\int_{\bar{r}=0}^{\bar{r}=1} b \bar{r}^3 d\bar{r}}{\int_{\bar{r}=0}^{\bar{r}=1} \bar{r}^3 d\bar{r}}. \quad (III. 38)$$

Строго говоря, каждый несущий винт, имеющий трапецевидные лопасти, должен иметь два заполнения. При вычислении тяги заполнение должно определяться по уравнению (III. 37); при вычислении крутящего момента заполнение должно вычисляться по уравнению (III. 38). Так как такие вычисления достаточно сложны, сужения лопастей обычных несущих винтов малы и разница, получаемая при вычислениях заполнения по двум приведенным уравнениям, получается незначительная, то обычно пользуются одним значением заполнения. Большинство вертолетов сравнивается на базе веса (который более или менее постоянен для машины). НАСА и ряд других организаций пользуются значением заполнений, вычисленным по эквивалентной хорде, определенной из уравнения тяги.

Для лопастей, имеющих сужение по линейному закону, хорда, определенная из уравнения (III. 37), равна хорде на $0,75 R$, в то время как уравнение (III. 38) дает значение на $0,8 R$. Если лопасть имеет необычную форму или большие вырезы, то эквивалентная хорда может быть найдена с помощью графического интегрирования. Это делается путем построения графика, на котором откладывается произведение хорды на квадрат расстояния от оси вращения до этой хорды, выраженное в безразмерной форме по расстоянию. Интегрируя площадь под кривой и умножая результат на 3, получим искомую величину [множитель 3 получается в результате интегрирования знаменателя в уравнении (III. 37) и поэтому является вполне общим].

Многие из современных конструкций несущих винтов имеют лопасти смешанной формы в плане, где трапецевидность распространяется только на часть лопасти (фиг. III. 10). Возникает необходимость в аналитическом выражении, дающем возможность вычислить эквивалентную хорду и для таких лопастей. На фиг. III 10 видно, что между $\bar{r}=0$ и $r=a$

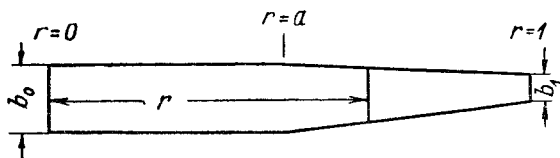
$$b = b_0 \quad (III. 39)$$

и между $r=a$ и $\bar{r}=1$

$$b = \left(\frac{b_1 - b_0}{1 - a} \right) (r - 1) + b_1. \quad (\text{III. 40})$$

На основании уравнения тяги

$$b_e = \frac{\int_0^1 b \bar{r}^2 d\bar{r}}{\int_0^1 \bar{r}^2 d\bar{r}} = \frac{\int_0^a b_0 \bar{r}^2 d\bar{r} + \int_a^1 \left[\left(\frac{b_1 - b_0}{1 - a} \right) (\bar{r} - 1) + b_1 \right] \bar{r}^2 d\bar{r}}{\int_0^1 \bar{r}^2 d\bar{r}}. \quad (\text{III. 41})$$



Фиг III 10. Форма лопасти в плане с прямолинейным сужением на части лопасти.

Интегрируя и подставляя пределы в уравнение (III. 41), получим выражение для эквивалентной хорды лопасти, имеющей частичное сужение:

$$b_e = (b_0 - b_1) a^3 - \left(\frac{b_0 - b_1}{1 - a} \right) \left(-\frac{1}{4} + a^3 - \frac{3}{4} a^4 \right) + b_1. \quad (\text{III. 42})$$

Если $b_0 = b_1$ (прямоугольная форма), уравнение (III 42) превращается в выражение

$$b_e = b_1.$$

Для случая прямого линейного сужения ($a=0$)

$$b_e = b_0 - \frac{3}{4}(b_0 - b_1), \quad (\text{III. 43})$$

что еще раз подтверждает справедливость уравнения (III. 42), так как из предыдущего известно, что хорда на $r=0,75R$ типична для линейного сужения.

Глава IV

ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВИСЕНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА

В настоящей главе рассматриваются некоторые факторы, оказывающие влияние на характеристики несущего винта на висении и при вертикальном полете. Разбираются конструкции лопастей, условия полета вблизи земли и на больших высотах.

Влияние крутки и сужения лопасти

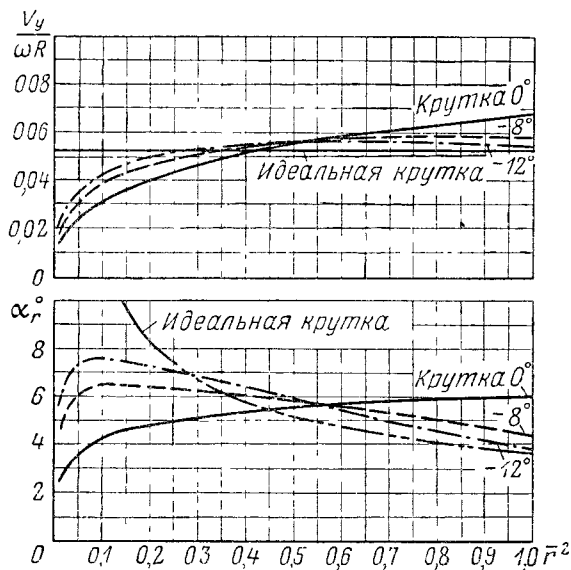
Методы улучшения характеристик вертикального полета представляют значительный интерес для конструкторов вертолетов, в особенности при конструировании больших тихоходных грузоподъемных вертолетов. Увеличения полезной нагрузки или скороподъемности вертолета можно достигнуть улучшением конструкции машины, т. е. повышением коэффициента весовой отдачи (что зависит от качества применяемых металлов и знания нагрузок, действующих на несущий винт и фюзеляж) и уменьшением аэродинамических потерь несущего винга. Выше уже указывалось, что индуктивные и профильные потери на висении могут быть уменьшены применением несущего винта большего диаметра, но вращающегося с меньшей скоростью.

Дополнительный выигрыш может быть получен выбором соответствующей геометрии лопасти, т. е. формы в плане, и крутки лопасти по радиусу. Выигрыш от правильного выбора геометрии лопасти при применяемых отношениях полезной нагрузки к полетному весу особенно ощутителен, если учесть, что процентное увеличение полезной нагрузки приблизительно в четыре раза больше процентного увеличения тяги.

Индуктивные потери, возникающие вследствие неравномерности потока сквозь несущий винт, можно уменьшить, если крутку лопасти выполнить так, что углы установки сечений у корня лопасти больше, чем у конца, или если корневая хорда лопасти больше концевой хорды.

Потери на профильное сопротивление пропорциональны кубу скорости, а тяга изменяется пропорционально квадрату скорости: таким образом, выгодно создавать тягу частью лопасти, более близкой к комлю, работающей на низких скоростях, создавая на конце лопасти меньшие углы атаки.

Эффект крутки. На фиг. IV. 1 показано распределение индуктивного потока и углов атаки сечений лопасти по радиусу в зависимости от крутки для прямоугольной лопасти, работающей на $c_T=0,0112$ и имеющей заполнение $\sigma=0,060$ ¹. Изменение индуктивных скоростей и углов атаки сечений лопасти дано по квадрату радиуса, так как тяга элемента лопасти зависит от квадрата скорости на этом элементе. Из графика видно, что увеличение линейной крутки создает условия работы лопасти, близкие к условиям



Фиг. IV.1 Распределение индуктивной скорости и углов атаки по радиусу лопасти на висении.

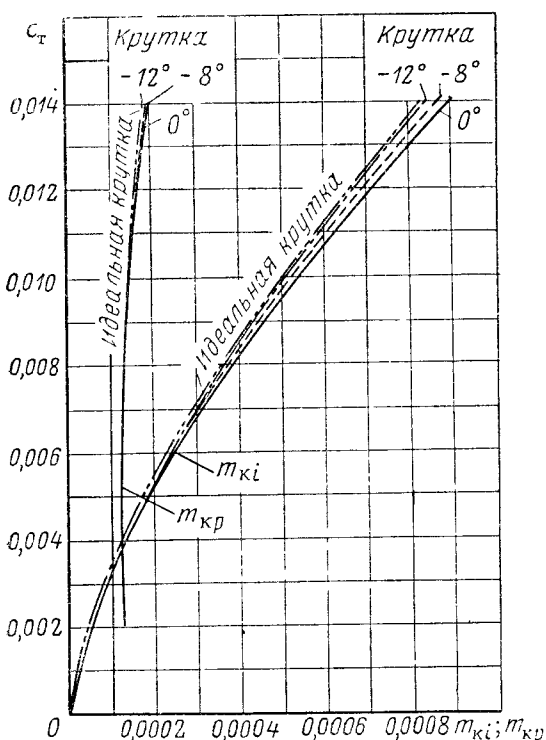
работы лопасти, имеющей идеальную крутку. У закрученной лопасти (по сравнению с плоской) индуктивная скорость и нагрузка возрастают по мере приближения к комлевой части лопасти. В результате применения крутки максимальный угол атаки сечения, образующийся на лопасти, увеличивается, однако эффект срыва уменьшается, так как максимальный угол атаки сечения получается на меньшем радиусе.

Уменьшение индуктивных и профильных потерь при применении крутки вследствие более равномерного потока в зависимости от коэффициента тяги для прямоугольной лопасти с заполнением 0,060 показано на фиг. IV. 2. Из графика видно, что крутка выгодна для уменьшения потерь несущего винта при значениях коэффициента тяги выше обычного минимума (т. е. более 0,006), хотя выигрыш в профильном сопротивлении весьма незначителен.

¹ Результаты, рассмотренные в настоящем разделе, получены на основании метода, изложенного в предыдущей главе. Раздел излагается по работе библиограф. А, I. 5

Как и следовало ожидать, крутка невыгодна при коэффициенте тяги, близком к нулю, так как при этом концевая часть лопасти создает отрицательную тягу, а потери остаются. Следовательно, величина оптимальной крутки будет уменьшаться при уменьшении среднего рабочего коэффициента тяги.

Из фиг. IV. 2 видно, что линейная крутка -12° дает наибольшее уменьшение индуктивных и профильных потерь. Небольшое увели-



Фиг. IV. 2. Влияние кривизны лопасти на индуктивные и профильные потери.

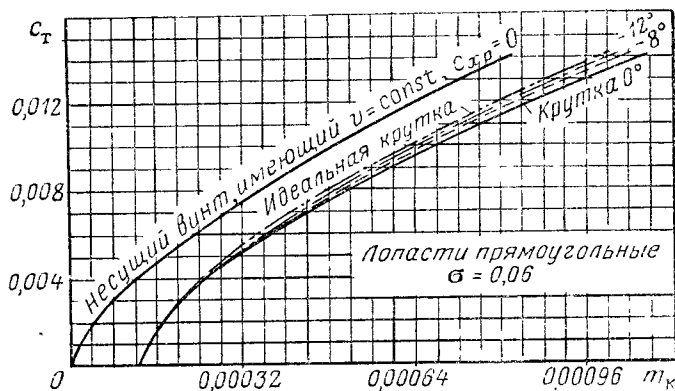
чение кривизны сверх 12° даст еще некоторый выигрыш, но значительное увеличение сверх этой цифры поведет к уменьшению получаемого выигрыша. Лопасти с большой кривизной могут оказаться невыгодными при других условиях полета.

На фиг. IV. 3 показаны характеристики несущих винтов на режиме висения, имеющих различную степень кривизны. Характеристики сечений рассматриваемых винтов вычислены на основании уравнения (III. 29) при $c_q = 5,73\alpha_r$ (где α_r дано в радианах). Для сравнения приведена кривая c_T по m_k идеального винта. Из графика видно, как близко реальный винт приближается к идеальному. В таблице дано процентное приращение тяги, получаемое от кривизны при условии постоянства мощности.

Выбранные значения m_k соответствуют c_T , равному 0,008 и 0,012 для лопасти без крутки ($\frac{c_T}{\sigma} = 0,132$ и 0,2).

Крутка лопасти в градусах	Сужение лопасти	Возрастание тяги по сравнению с плоской лопастью в %	
		$m_k=0,00052$	$m_k=0,00088$
0	1	—	—
-8	1	2	3
-12	1	3	4
идеальная	1	5	5

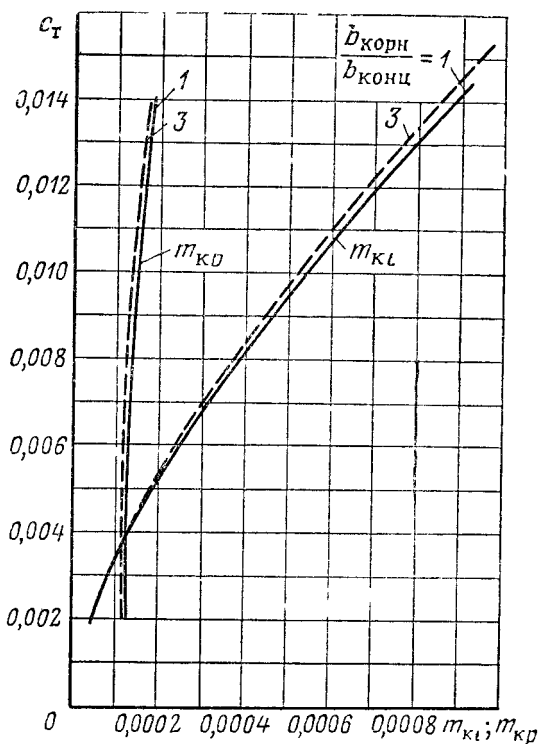
Эффект сужения. Изменения характеристик несущего винта, вызываемые сужением лопасти, подобны изменениям, ко-



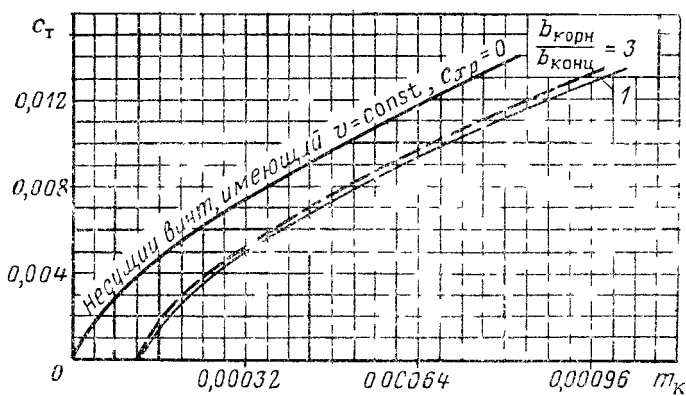
Фиг IV 3 Влияние крутки лопасти на характеристики несущего винта на висении.

торые происходят от крутки, так как комлевая часть, имеющая широкую хорду, создает более равномерное распределение скоростей в плоскости диска несущего винта. Влияние сужения на индуктивные и профильные потери у лопасти без крутки показано на фиг. IV. 4, а общее влияние сужения на характеристики несущего винта на режиме висения — на фиг. IV. 5. Выгоды, даваемые сужением, приведены в таблице.

Крутка лопасти в градусах	Сужение лопасти (отношение корневой хорды к концевой)	Возрастание тяги по сравнению с прямоугольной лопастью в %	
		$m_k=0,00052$	$m_k=0,00088$
0	1	—	—
0	3	2	3



Фиг IV 4 Влияние сужения лопасти на индуктивные и профильные потери



Фиг IV 5 Влияние сужения лопасти на характеристики несущего винта на висении

Увеличение тяги на несколько процентов, получаемых за счет сужения, возможно, не покроет увеличения стоимости производства таких лопастей для небольших вертолетов, особенно если учесть, что повышение тяги можно получить без увеличения стоимости производства лопастей путем применения крутки, однако для больших вертолетов эти проценты дают существенную выгоду и, кроме того, применение трапецевидных лопастей при больших диаметрах несущего винта крайне желательно с точки зрения конструктора

Лопастей, имеющих крутку и сужение. Если при конструировании лопастей несущего винта применить одновременно крутку и сужение, то можно получить следующие результаты

Крутка лопасти в градусах	Сужение лопасти $\frac{b_{\text{корн}}}{b_{\text{конц}}}$	Прирост тяги от крутки и сужения в %	
		$m_k=0,00052$	$m_k=0,00088$
0	1	—	—
—8	3	5	5
—12	3	5	5
идеальная	оптимальное	7	7

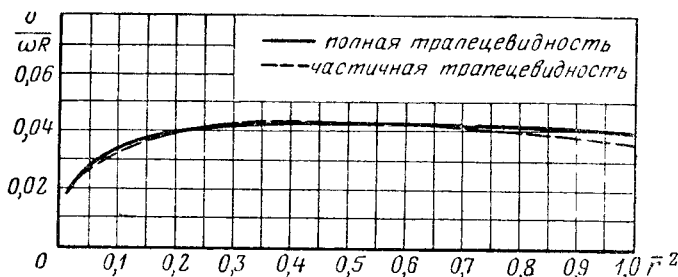
Таким образом, линейная крутка и сужение лопасти дают только на 2% меньшую тягу (при выбранном заполнении), чем оптимальный несущий винт, дающий максимально возможное улучшение характеристик, полученное при применении крутки и сужения (Оптимальный несущий винт рассмотрен более подробно в следующем разделе)

Влияние заполнения. Для определения влияния крутки и сужения на лопастях, имеющих меньшее заполнение, были проделаны аналогичные вычисления для несущего винта с заполнением 0,042. Сравнение полученных цифр с аналогичными цифрами для заполнения 0,060 показывает, что получаются одинаковые результаты для обоих несущих винтов

Частичное сужение. Иногда у лопастей, имеющих сужение, трапецевидная часть простирается от конца лопасти приблизительно до ее середины, а внутренняя часть делается прямоугольной. Чтобы определить разницу в характеристиках на режиме висения несущего винта с лопастями, имеющими сужение по всей длине и на части радиуса, были проделаны расчеты для лопасти, имеющей сужение 3:1 на внешней половине лопасти (при этом корневая хорда образовалась продолжением до корня передней и задней кромок внешней половины лопасти), которые сравнивались с характеристиками лопасти, имеющей то же сужение и заполнение. Разница оказалась незначительной. Из графика на фиг. IV. 6 видно, что распределение индуктивной скорости (следовательно, и потерь мощности) у полностью и частично трапецевидной лопасти почти одинаковое

В заключение отметим, что при рассмотрении всех изложенных вариантов геометрии лопастей концевые потери не учитывались. Это опущение законно при сравнительной оценке, так как при исследовании было найдено, что изменения в крутке и форме в плане существенно не влияют на концевые потери.

Крутка при полете вперед. Более подробно значение крутки лопасти при полете вперед рассмотрено в главах VIII и IX,



Фиг. IV.6 Сравнительный график влияния полной и частичной трапецевидности лопасти на распределение потока сквозь несущий винт.

Поскольку влияние крутки в этой главе разбиралось достаточно обстоятельно, необходимо сказать несколько слов и о ее значении при полете вперед. Отрицательная крутка при полете вперед, так же как и при висении, повышает эффективность несущего винта, предотвращает срыв при высоких скоростях полета и возникновение сжимаемости при высоких концевых скоростях и высоком значении коэффициента подъемной силы. Срыв потока на лопастях затягивается потому, что крутка разгружает концевую часть лопасти вследствие уменьшения углов атаки. Потери от сжимаемости уменьшаются по той же причине, так как с уменьшением коэффициента подъемной силы повышается критическое число M . Эксперименты показали, что крутка имеет незначительное влияние на характеристики самовращения несущего винта при снижении как по наклонной, так и по вертикали.

Оптимальный несущий винт для режима висения

Влияние различных комбинаций крутки и сужения на характеристики висения было только что рассмотрено. Разберем вопрос, какой должна быть конструкция несущего винта, чтобы получить максимальный к. п. д. винта.

Было показано, что несущий винт с лопастями идеальной крутки имеет наименьшие индуктивные потери. Логично предположить, что профильные потери будут минимальными, когда каждый элемент лопасти будет работать на наиболее эффективном угле атаки. Это на угле, при котором c_y/c_x максимальное при заданной концевой скорости, или на угле, при котором $c_y^{3/2}/c_x$ максимальное при

заданной нагрузке на диск). Задача, следовательно, заключается в том, чтобы найти крутку и сужение лопасти, при которых индуктивная скорость по всему диску будет одинаковой и каждый элемент лопасти будет работать при его оптимальном коэффициенте подъемной силы.

Таким образом, оптимальный несущий винт для режима висения можно определить как винт, имеющий равномерный поток через диск и постоянные углы атаки всех его сечений. Такой несущий винт является действительно оптимальным, только если при определении критериев индуктивных потерь пренебречь потерями на профильное сопротивление и на вращение струи за винтом. Определенным таким образом несущий винт приближается к действительному optimum для обычных нагрузок на диск, применяемых на вертолетах. Характеристики такого несущего винта могут быть легко и точно определены.

Тяга. На висении угол установки лопасти

$$\theta = \alpha_r + \beta_{\infty} = \alpha_r + \frac{v}{\omega r}. \quad (IV. 1)$$

Таким образом, угол установки для оптимального несущего винта состоит из двух частей: постоянной части α_r и переменной части β_{∞} , которая изменяется обратно пропорционально радиусу, если скорость притекания сохраняется постоянной. Бесконечно малая тяга элемента лопасти будет

$$dT = \frac{1}{2} \rho (\omega r)^2 \alpha \alpha_r b dr. \quad (IV. 2)$$

Для обеспечения независимости α_r от r хорду нужно подбирать так, чтобы получить равномерный поток за винтом. Последнее условие выполняется, когда dT изменяется по r линейно, т. е. когда тяга изменяется линейно от нуля у корня до максимума на конце лопасти. (Такая нагрузка определяет равномерный поток под несущим винтом, так как теорема количества движения показывает, что масса воздуха, на которую воздействует элемент лопасти, зависит от радиального положения элемента.)

Уравнение (IV. 2) показывает, что dT может стать линейной функцией r , если сделать b следующей функцией r :

$$b = b_{\text{кн}} \frac{R}{r}. \quad (IV. 3)$$

Подставляя уравнение (IV. 3) в уравнение (IV. 2), получим

$$dT = \frac{1}{2} \rho \omega^2 r \alpha \alpha_r b_{\text{кн}} R dr. \quad (IV. 4)$$

Интегрируя уравнение (IV. 4) и умножая на количество лопастей, получим общую тягу несущего винта

$$T = \frac{k}{2} \rho \omega^2 \frac{R^3}{2} \alpha \alpha_r b_{\text{кн}}. \quad (IV. 5)$$

При переходе к безразмерным выражениям уравнение (IV.5) упростится до вида

$$c_{\tau} = \frac{\sigma_{\text{кц}}}{2} a \alpha_r = \frac{\sigma_{\text{кц}}}{2} c_y, \quad (\text{IV. 6})$$

где

$$\sigma_{\text{кц}} = \frac{kb_{\text{кц}}}{\pi R}. \quad (\text{IV. 7})$$

Индуктивный крутящий момент. Индуктивный крутящий момент может быть выражен так:

$$M_{\text{к}i} = \int_0^R k \frac{1}{2} \rho \omega^2 r^3 c_y \beta_* b dr. \quad (\text{IV. 8})$$

После подстановки значений c_y и β_* и интегрирования уравнение (IV.8) принимает вид

$$M_{\text{к}i} = \frac{k}{2} \rho (\omega R)^2 \frac{R^2}{2} c_y b_{\text{кц}} v. \quad (\text{IV. 9})$$

В безразмерной форме оно превращается в уравнение

$$m_{\text{к}i} = \frac{\sigma_{\text{кц}}}{2} c_y \frac{v}{\omega R}. \quad (\text{IV. 10})$$

Из теоремы количества движения

$$v = \sqrt{\frac{T}{2 \rho \pi R^2}} = \frac{1}{2} \omega R \sqrt{c_{\tau}}$$

или

$$\frac{v}{\omega R} = \beta_* = \frac{1}{2} \sqrt{c_{\tau}}. \quad (\text{IV. 11})$$

Подставляя уравнения (IV.6) и (IV.11) в уравнение (IV.10), окончательно получим выражение для $m_{\text{к}i}$:

$$m_{\text{к}i} = \frac{c_{\tau}^{\frac{3}{2}}}{2}. \quad (\text{IV. 12})$$

Профильный крутящий момент. Подобным же образом может быть выражен момент, необходимый для преодоления профильного сопротивления:

$$M_{\text{к}p} = \int_0^R \frac{1}{2} k \rho (\omega r)^2 c_{xp} br dr = \frac{1}{6} k \rho (\omega R)^2 R^2 b_{\text{кц}} c_{xp} \quad (\text{IV. 13})$$

или в безразмерной форме

$$m_{кр} = \frac{1}{3} \sigma_{кц} c_{кр}. \quad (IV. 14)$$

Уравнения характеристик. Складывая уравнения (IV. 12) и (IV. 14), получим выражение для коэффициента крутящего момента оптимального несущего винта:

$$m_k = \frac{c_T^{\frac{3}{2}}}{2} + \frac{1}{3} \sigma_{кц} c_{кр}. \quad (IV. 15)$$

Для сравнения оптимального несущего винта с другими винтами необходимо определить весовое заполнение такого винта. Эквивалентная хорда оптимального несущего винта вычисляется на основании определения и уравнения (IV. 3):

$$b_e = \frac{3}{2} b_{кц},$$

откуда

$$\sigma = \frac{3}{2} \sigma_{кц}.$$

После подстановки значения весового заполнения в уравнение (IV. 15) получим

$$m_k = \frac{c_T^{\frac{3}{2}}}{2} + \frac{2}{9} \sigma c_{кр}. \quad (IV. 16)$$

Конструирование оптимального несущего винта. Порядок конструирования оптимального винта для определенного выбранного c_T , после того как выбран диаметр несущего винта, следующий:

1) для выбранного профиля находим угол атаки, при котором профильное сопротивление минимально;

2) вычисляем $\sigma_{кц}$ исходя из выбранного значения c_T по формуле $\sigma_{кц} = 2 \frac{c_T}{c_y}$;

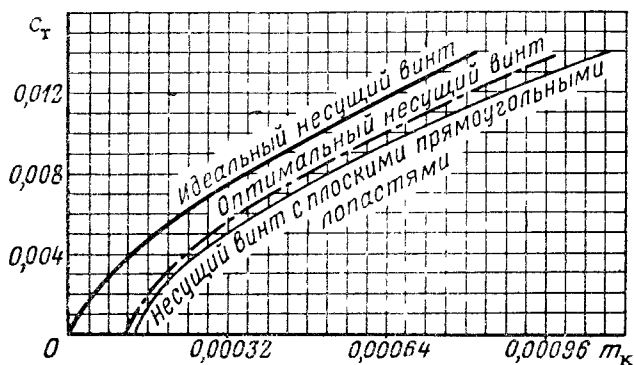
3) значения крутки и сужения определяем по формулам

$$b = b_{кц} \frac{R}{r} \left(\text{где } b_{кц} = \sigma_{кц} \frac{\tau R}{k} \right)$$

и

$$\theta = \alpha_r + \frac{R}{2r} \sqrt{c_T}.$$

На фиг. IV. 7 приведены для сравнения характеристики несущих винтов: оптимального, идеального и имеющего плоские прямоугольные лопасти.



Фиг. IV. 7. Сравнительные характеристики винтов.

Влияние вертикального подъема на индуктивную мощность

Индуктивная скорость, создаваемая несущим винтом, при вертикальном подъеме меньше, чем на висении, так как несущий винт, совершая движение вверх, встречает на своем пути большую массу воздуха и, следовательно, для получения той же тяги может совершать ей меньшее ускорение. По той же причине вертолет, совершающий вертикальный спуск со скоростью, меньшей, чем индуктивная скорость, создаваемая винтом, имеет большие индуктивные потери, чем винт висящего вертолета, так как скорость снижения считается из общей скорости потока сквозь диск. При очень малых скоростях снижения индуктивная скорость опять становится меньше, чем при висении. Хотя теорема о количестве движения не охватывает промежуточный диапазон скоростей снижения (рассматривается в главе V), однако изменения индуктивной скорости при переходе от режима висения к вертикальному подъему могут быть вычислены на основании простого рассмотрения изменения количества движения.

Уравнение индуктивной скорости при вертикальном подъеме. При рассмотрении больших изменений можно допустить, что поток по всему диску равномерный. Обозначим v_h индуктивную скорость на висении и v_v — индуктивную скорость при вертикальном подъеме. Из уравнения (II. 31)

$$v_h = \frac{1}{2} \omega R \sqrt{c_T}. \quad (IV. 17)$$

Так как тяга одинакова на обоих режимах (висения и подъема), можно приравнять дифференциальные выражения тяги для двух режимов, полученные с помощью теоремы о количестве движения:

$$dT = 2\pi r dr \rho 2v_h^2 = 2\pi r dr \rho (v_y + V_y) 2v_y,$$

откуда

$$v_h^2 = V_y v_y + v_y^2.$$

Решая относительно v_y , имеем

$$v_y = \frac{-V_y + \sqrt{V_y^2 + 4v_h^2}}{2}. \quad (\text{IV. 18})$$

Подставляя значение v_h из уравнения (IV. 17), получим выражение для индуктивной скорости при вертикальном подъеме

$$v_y = \frac{-V_y + \sqrt{V_y^2 + c_r (\omega R)^2}}{2}. \quad (\text{IV. 19})$$

Экспериментальная проверка индуктивной скорости при вертикальном подъеме. Проверим справедливость уравнения (IV. 19). Для этого вычислим отношение мощности, потребной для вертикального подъема вертолета со скоростью 2,3 м/сек, к мощности, потребной для висения, и сравним результат с экспериментальными данными, полученными в работе библ. А, I, 10.

Исходные данные: $G = 1085$ кг; $R = 5,8$ м; обороты мотора 2100 об/мин; передаточное число от коленчатого вала к валу несущего винта 1 : 9,34.

$$\frac{P'}{P_0} = 1;$$

$$\omega R = \frac{2100}{9,34} \cdot \frac{2\pi}{60} 5,8 = 136 \text{ м сек.}$$

$$c_r = \frac{W}{\frac{1}{2} \pi R^2 \rho (\omega R)^2} = \frac{1085}{\frac{1}{2} \pi (5,8)^2 0,125 (136)^2} = 0,0089.$$

Из уравнения (IV. 17)

$$v_h = \frac{1}{2} \omega R \sqrt{c_r} = \frac{136}{2} \sqrt{0,0089} = 6,42 \text{ м сек.}$$

Из уравнения (IV. 19)

$$v_y = \frac{-2,3 + \sqrt{(2,3)^2 + 0,0089 (136)^2}}{2} = 5,36 \text{ м/сек.}$$

Пренебрегая потерями на преодоление сопротивления фюзеляжа, считаем, что мощность, необходимая вертолету для подъема $N^i v_y$, есть сумма мощностей, затрачиваемых на преодоление индуктивных

профильных потерь $N_i + N_p$, так же как мощность для подъема вертолета со скоростью V_y есть TV_y . Тогда

$$N_{Vy} = N_i + N_p + TV_y = T v_y + N_p + TV_y. \quad (IV. 20)$$

Для вычисления N_{Vy} необходимо сначала определить мощность, затрачиваемую на преодоление профильного сопротивления. Для сущего винта с лопастями, имеющими идеальную крутку, мощность, затрачиваемая на преодоление профильного сопротивления и вертикальном подъеме, равна той же мощности, затрачиваемой и висении, так как распределение углов атаки и индуктивной скорости по размаху лопасти одинаково в обоих случаях. Величина профильных потерь может быть получена вычитанием вычисленной индуктивной мощности на режиме висения из замеренной мощности висения, которая для рассматриваемого случая равна 125 л. с. Таким образом, на висении

$$N_i = T v_h = 1085 \frac{6,42}{75} = 93 \text{ л. с.};$$

$$N_p = 125,0 - 93 = 32 \text{ л. с.}$$

Написав отношение мощностей

$$\frac{N_{Vy}}{N_h} = \frac{T v_y + TV_y + N_p}{T v_h + N_p},$$

лучим

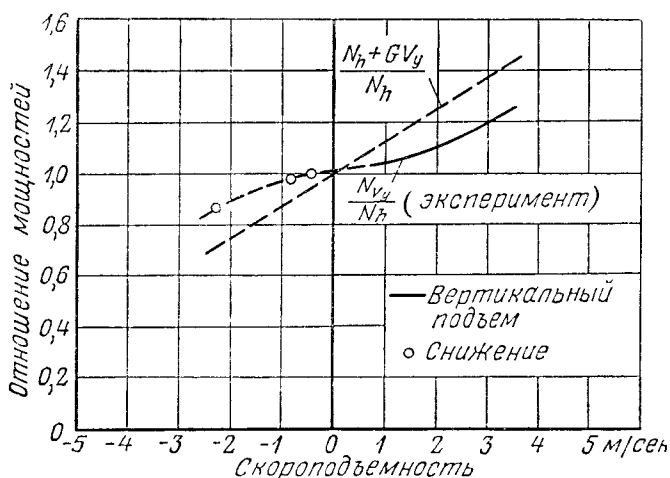
$$\frac{N_{Vy}}{N_h} = \frac{1085}{75} (5,36 + 2,3) + 32}{125,0} = 1,14.$$

Это отношение служит проверкой значения, полученного при фгных испытаниях (фиг. IV. 8), и показывает, что теорема о количестве движения правильно отражает уменьшение индуктивных потерь при вертикальном подъеме.

Влияние вертикального набора высоты на полезную мощность. Интересно сравнить действительную, полезную для вертикального подъема мощность с мощностью, которая потребовалась бы, если бы не было изменения индуктивной скорости. Такое сравнение можно выполнить с помощью фиг. IV. 8, пользуясь кривую, обозначенную $(N_h + GV_y)/N_h$. Величина GV_y есть мощность, потребная для обеспечения подъема вертолета со скоростью V_y , вычисленной для данного полетного веса вертолета и замеренной скороподъемности. Кривая $(N_h + GV_y)/N_h$ представляет зависимость, необходимую для вертикального подъема, которая потребовалась бы, если бы не было изменений в потерях на индуктивную профильную мощность, возникающих вследствие наличия вертикальной скорости, в то время как кривая $\frac{N_{Vy}}{N_h}$ дает значение действительно потребной мощности.

Из фиг. IV. 8 видно, что значение $(N_h + GV_w)/N_h$ при рассматриваемых величинах скороподъемности будет 1,26, в то время как действительная потребная мощность равна 1,14; следовательно, экономия равна $\frac{1,26-1,14}{1,26-1,00} = 46\%$.

Этот результат показывает, что действительно потребное увеличение мощности, необходимой для вертикального подъема, прибли-



Фиг. IV. 8. Влияние вертикальной скорости на эффективность несущего винта.

зительно равно половине изменения потенциальной энергии вертолета, т. е. показывает соответствующее увеличение эффективности несущего винта на вертикальном подъеме. Подобное же сравнение для случая вертикального снижения со скоростью до 2,3 м/сек показывает, что уменьшение потребной мощности на валу винта приблизительно равно половине изменения потенциальной энергии, указывая, таким образом, на соответствующее уменьшение эффективности несущего винта. Все сказанное можно суммировать следующим удобным правилом, пригодным для небольших скоростей вертикального подъема и снижения:

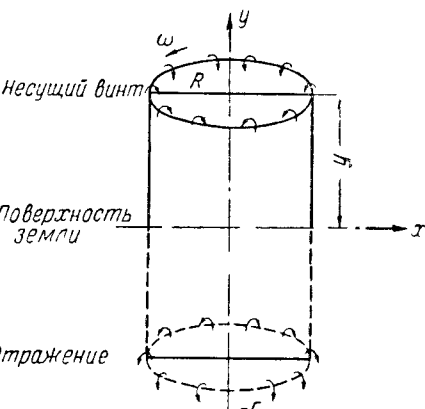
$$V_y = 2 \frac{\text{избыток мощности в кг.м/сек}}{\text{полетный вес в кг}} \text{ м.сек.} \quad (\text{IV. 21})$$

Влияние земли

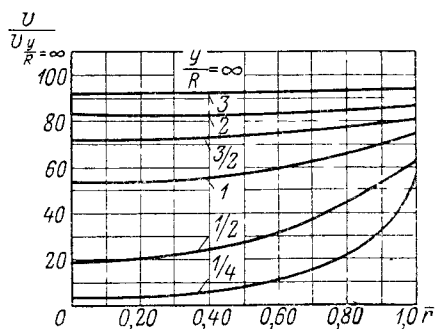
Влияние земной подушки на посадочные характеристики самолетов хорошо известно. Влияние земли на несущий винт вертолета в общем положительное, так как оно позволяет перегруженному вертолету взлетать и висеть по закону уменьшения потребной мощности для создания тяги при полете вблизи земли. Влияние земной подушки также дает возможность уменьшить скорость снижения вертолета при совершении авторотирующих посадок

Теоретическое рассмотрение вопроса. Земля влияет на характеристики несущего винта вертолета тем, что задерживает индуктивный поток, отбрасываемый винтом. По мере приближения вертолета к земле индуктивная скорость, необходимая для создания определенной тяги, уменьшается, следовательно, уменьшается индуктивная мощность, и, наоборот, если к валу подается неизменное количество мощности, то влияние земли создает соответствующее увеличение тяги.

Влияние земли исследовано математически в приложении (библ. А, I. 13) путем замены несущего винта цилиндрическим вихрем, а земли — воображаемым вихревым цилиндром (фиг. IV.9).



Фиг. IV.9. Схема вихревой системы, объясняющей влияние земли на работу несущего винта.



Фиг. IV.10. Влияние высоты несущего винта над поверхностью земли на распределение потока сквозь несущий винт.

Из фигуры видно, что граничные условия нулевой вертикальной скорости у земли соблюдены, так как направление циркуляции вдоль лопастей двух вихревых систем таково, что индуктивные скорости направлены в противоположные стороны и вследствие их равенства взаимно гасят друг друга у земли.

При анализе этой системы принято допущение, что крутка лопастей обеспечивает постоянную циркуляцию по всему радиусу лопасти, не зависящую от расстояния несущего винта над землей. Индуктивная скорость у диска несущего винта является результатом взаимного влияния двух вихревых систем. С помощью теории потенциального потока были получены выражения, дающие возможность с достаточной степенью точности вычислять распределение индуктивных скоростей по лопасти при различной удаленности последней от земли. Кривые, полученные на основании упомянутых выражений, приведены на фиг. IV.10.

Результаты анализа влияния земли на мощность могут быть представлены одной кривой, выражающей отношение потребной мощности при наличии влияния земли к такой же мощности на значительном удалении от земли в зависимости от высоты диска

несущего винта над землей, при условии постоянства коэффициента тяги. Указанное отношение мощностей может быть получено следующим образом.

Мощность, потребляемая несущим винтом, состоит из профильной и индуктивной мощностей. Из уравнения (III.36) видно, что крутящий момент, необходимый для преодоления профильного сопротивления лопастей несущего винта, висящего в свободном воздухе (т. е. бесконечно удаленного от поверхности земли), при условии, что лопасти имеют идеальную крутку, выражается величинами, не зависящими от коэффициента тяги $\frac{\sigma \delta_0}{4}$, и величинами, зависящими от c_T :

$$\left[\frac{2 \delta_1}{3a} \frac{c_T}{B^2} + \frac{2 \delta_2}{\sigma a^2} \left(\frac{c_T}{B^2} \right)^2 \right].$$

Для висения в свободном воздухе крутящий момент, необходимый для преодоления индуктивного сопротивления, даваемый тем же уравнением, суть $\frac{c_T^3}{2B}$. Если часть коэффициента крутящего момента, изменяющегося с изменением тяги, обозначить через Δm_k , то его значение в свободном воздухе будет

$$\Delta m_k = \frac{1}{2} \frac{c_T^3}{B} + \frac{2 \delta_1}{3a} \frac{c_T}{B^2} + \frac{2 \delta_2}{\sigma a^2} \left(\frac{c_T}{B^2} \right)^2. \quad (IV.22)$$

Для построения графика удобно выразить Δm_k в процентах его значения в свободном воздухе $\Delta m_{k\infty}$:

$$\Lambda = \frac{\Delta m_k}{\Delta m_{k\infty}}. \quad (IV.23)$$

На фиг. IV.11 дано изменение Λ в зависимости от $\frac{y}{R}$ для различных значений $\frac{c_T}{\sigma^2}$ (параметр $\frac{c_T}{\sigma^2}$ применяется вместо c_T , чтобы сделать результат не зависимым от σ).

Покажем на примере, как с помощью фиг. IV.11 определить потребную для висения вблизи земли мощность.

Пример. Требуется определить мощность, необходимую для висения на высоте 4,5 м, вертолета, имеющего следующие данные несущего винта.

Лопастя имеют идеальную крутку.

$$\begin{aligned} R &= 6 \text{ м}; \quad \sigma = 0,060; \quad a = 5,73; \quad c_T = 0,012; \\ \omega &= 25 \text{ рад/сек}; \quad \rho = 0,125 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4; \\ c_{xp} &= 0,0087 - 0,0216x_r + 0,400x_r^2 \\ (\text{т. е. } \delta_0 &= 0,0087; \quad \delta_1 = 0,0216 \text{ и } \delta_2 = 0,400). \end{aligned}$$

Подставив данные уравнение (IV.22), получим значение $\Delta m_{k\infty}$, затем из графика (IV.11) для $\frac{c_T}{\sigma^2} = 3,34$ и $\frac{y}{R} = 0,75$ получим $\Lambda = 0,72$. На основании уравнения (IV.23) $\Delta m_k = 0,72 \cdot 0,00071 = 0,000512$.

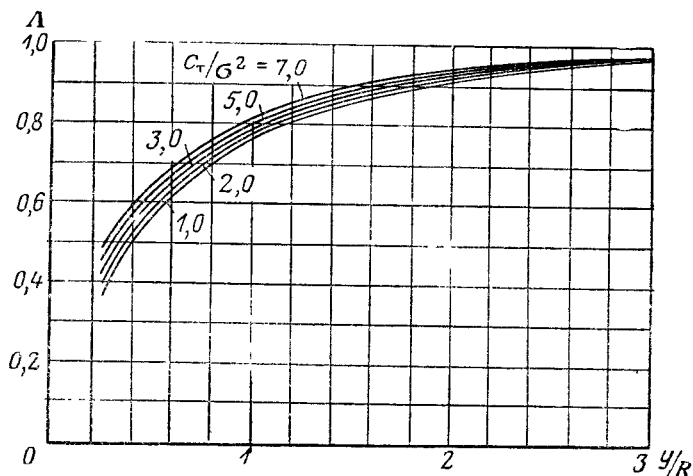
Общий коэффициент крутящего момента

$$m_k = \Delta m_k + \frac{\sigma_{\delta_0}}{4} = 0,000512 + 0,000065 = 0,000577;$$

$$N = \frac{m_k \pi R^2 \rho (\omega R)^3}{2,75} = 215 \text{ л. с.}$$

Характеристики вблизи земли несущего винта, имеющего лопасти с иной круткой и сужением, можно приблизительно определить из соответствующего выражения для $\Delta m_{k\infty}$ и для постоянной части профильного сопротивления.

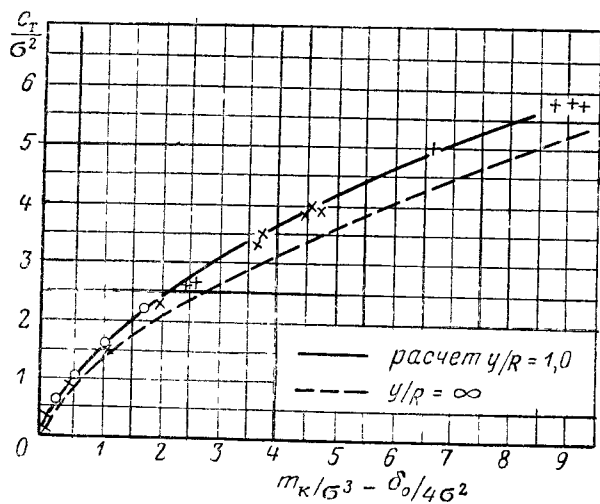
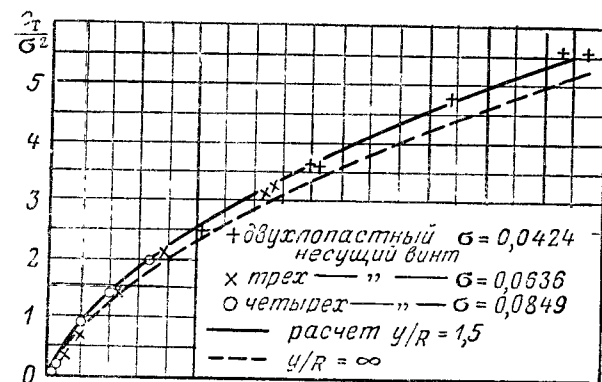
Экспериментальная проверка. Проверка теоретических расчетов влияния земли была произведена путем испытаний



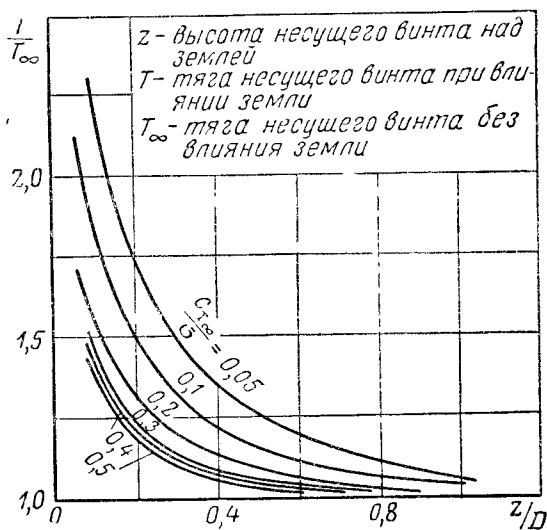
Фиг. IV. 11. Влияние высоты несущего винта над поверхностью земли на мощность, требуемую для висения.

модели несущего винта диаметром 1,52 м с плоскими лопастями на фиг. IV. 12 приведены кривые, полученные на основании испытаний и вычисленные по разобранной методике. Для сравнения приводятся характеристики несущего винта, работающего в свободном потоке. Из фиг. IV. 12 видна хорошая сходимость экспериментальных и теоретических значений коэффициентов крутящего момента для значений y/R 1,5 и 1,0. На меньших расстояниях несущего винта от поверхности земли сходимость становится хуже, чем показано на графике, так как возникает срыв на лопастях, вызванный большими углами атаки, являющимися следствием резкого уменьшения индуктивной скорости.

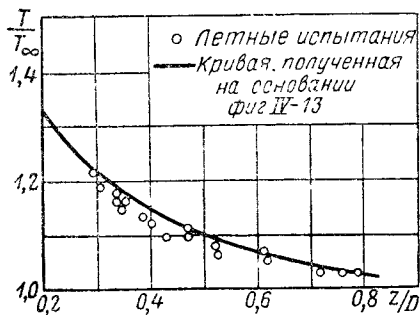
Экспериментальные данные. Было произведено экспериментальное определение влияния земли на характеристики несущего винта на висении (библ. Б, 14). Работа основывается на результатах испытаний приблизительно 25 различных моделей, имеющих различное количество и форму лопастей, различную крутку и установочные углы и работавших при различных оборотах. Результаты испытаний обобщены в кривых, приведенных на фиг. IV. 13.



Фиг. IV. 12. Сравнение расчетных и экспериментальных данных влияния земли на коэффициент тяги несущего винта.



Фиг. IV.13. Опытные кривые, показывающие влияние высоты несущего винта над поверхностью земли на его тягу при постоянной мощности.



Фиг. IV.14. Экспериментальная проверка кривых фиг. IV.13

Кривые фиг. IV. 13 могут быть использованы для определения прироста тяги при условии постоянства мощности. Например, график показывает, что если несущий винт работает над землей на высоте, равной приблизительно $\frac{1}{4}$ своего диаметра, при значении $\frac{c_T}{\sigma}$ в свободном воздухе, равном 0,2, то величина тяги возрастает приблизительно на 25% по сравнению с висением в свободном воздухе. Эти кривые были прове ены летными испытаниями на одно-винтовом вертолете. Результаты испытаний, приведенные на фиг. IV. 14, показывают хорошую сходимость с определенными по фиг. IV. 13 значениями $\frac{T}{T_\infty}$.

Влияние наддува двигателя

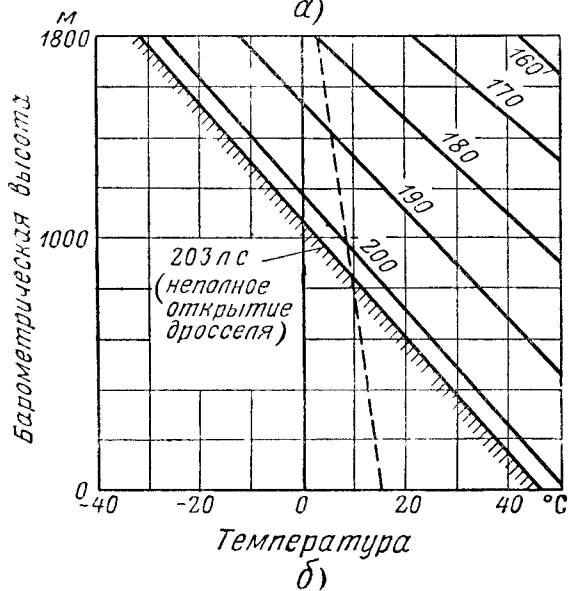
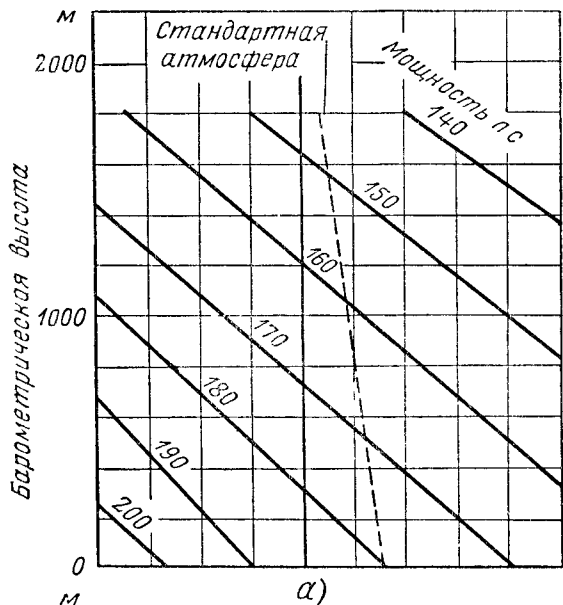
Летчики на вертолетах часто встречаются с ухудшением взлетных характеристик их машин при повышенных температурах окружающего воздуха. Причиной этого является резкое уменьшение мощности двигателя при увеличении температуры всасываемого воздуха или понижении давления на всасывании. Добиваясь улучшения характеристик вертолетов, конструкторы часто забывают про возможность применения наддува двигателя, что дает заметное улучшение характеристик вертикального взлета.

Вопрос влияния наддува двигателя на характеристики вертикального взлета вертолета был исследован (библ. А, I. 11) теоретически, и были получены значения увеличения тяги при различных температурах окружающего воздуха и применении небольшого наддува двигателя. Был выбран вертолетный двигатель без нагнетателя и определены его характеристики при полном открытии дросселя на высотах от 0 до 1800 м. На уровне моря (при стандартных условиях) двигатель развивал 200 л. с. при 2100 об/мин.

К этому двигателю был добавлен одноступенчатый односкоростной нагнетатель с зубчатым приводом, обеспечивающий такой наддув, что двигатель развивал 230 л. с. при 2100 об/мин на высоте 800 м при полном открытии дросселя и стандартных атмосферных условиях.

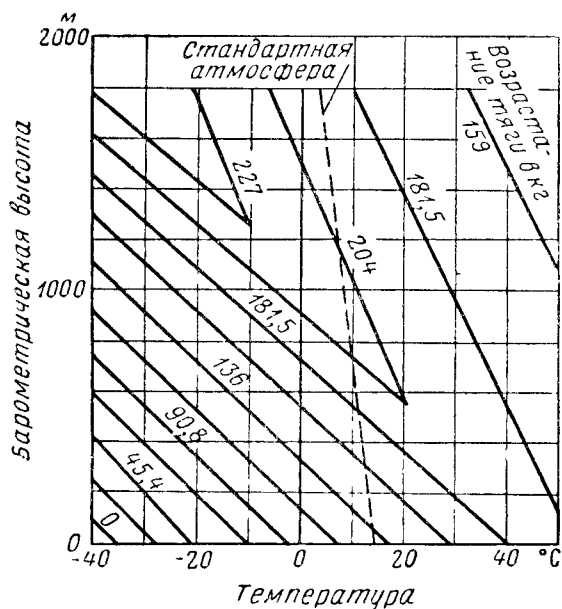
Увеличение максимальной мощности на 15% было выбрано потому, что временное увеличение среднего эффективного давления для условий взлета допускается для многих авиационных двигателей в пределах 10—20%. Характеристики двигателя с наддувом, вычисленные для давлений и температуры, для которых были вычислены характеристики двигателя, не имеющего наддува, приводятся на фиг. IV. 15.

Тяга несущего винта вычислена для мощностей двигателей с нагнетателями, а также без нагнетателей, при различных значениях высот и температур, в предположении что на винт передается 80% мощности двигателя. Увеличение статической тяги в результате увеличения мощности двигателя за счет наддува показано на фиг IV. 16. Сравнение показывает, что увеличение веса от уста-



Фиг IV 15. Высотные характеристики двигателя
 а — без наддувателя б — с наддувателем

новки на двигатель нагнетателя (порядка 23 кг) компенсируется со значительным избытком увеличением тяги на взлете в результате наддува, особенно в условиях расположения аэродрома выше



Фиг IV.16. Увеличение статической тяги несущего винта при наддуве двигателя.

уровня моря или при высоких температурах воздушной среды. Например, при полетах вертолета с аэродрома, расположенного на высоте 300 м от уровня моря и температуре окружающего воздуха 24°C , применение нагнетателя увеличит полезную нагрузку на $180 - 23 = 157$ кг (приблизительно 70% первоначальной нагрузки).

Глава V

САМОВРАЩЕНИЕ НА РЕЖИМЕ ВЕРТИКАЛЬНОГО СПУСКА

Режимом самовращения может быть назван такой режим полета, при котором несущий винт приводится во вращение аэродинамическими силами. В таком случае мощность, подводимая к валу несущего винта, равна нулю, и, следовательно, мощность, необходимая для создания тяги (индуктивная мощность), и мощность, необходимая для преодоления сопротивления воздуха при вращении лопастей (профильная мощность), должны быть получены извне. На вертолетах необходимая для вращения несущего винта мощность давалась вследствие того, что автожир получал поступательное движение от тянущего винта, и поток воздуха набегал на несущий винт. Автожир и вертолет на безмоторном режиме опускаются на землю в режиме самовращения несущего винта, который продвигается в воздухе под действием силы тяжести.

Винт при снижении вращается как ветрянка и оказывает сопротивление набегающему потоку, при этом чем больше скорость набегающего потока, тем больше сопротивление винта. Равновесие наступает тогда, когда сопротивление винта становится равным весу вертолета.

При вертикальном снижении на режиме самовращения несущий винт создает приблизительно такое же сопротивление, как и парашют одинакового с винтом диаметра.

Баланс энергии при самовращении

Прежде чем перейти к рассмотрению механизма самовращения, остановимся коротко на балансе энергии при снижении вертолета в режиме самовращения. Уже было указано, что мощность для преодоления профильного сопротивления и для создания подъемной силы при спуске на режиме самовращения должна возникнуть вследствие наличия силы тяжести, вынуждающей несущий винт вращаться с определенной скоростью.

Пренебрегая вредным сопротивлением, можем написать

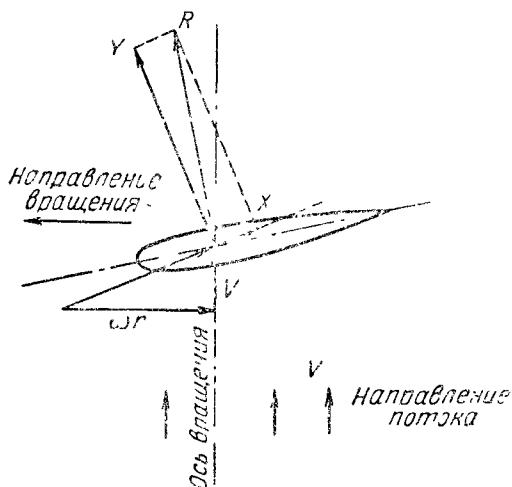
$$GV_v = Gv + \text{профильные потери,}$$

G — вес вертолета; V_v — скорость снижения; v — средняя эффективная индуктивная скорость.

Если определен вес вертолета, следовательно, определена и индуктивная скорость. Для обычных несущих винтов потери мощности на преодоление профильного сопротивления на режиме самовращения составляют от 25 до 50% всех потерь мощности несущего винта. Это значит, что скорость снижения сильно зависит от профильного сопротивления лопастей. Следовательно, для достижения низкой скорости снижения лопасти должны иметь возможно более гладкую поверхность и хороший профиль, обладающий низким профильным сопротивлением.

Силы, действующие на элемент лопасти на режиме самовращения

Рассмотрим силы, действующие на элемент лопасти несущего винта, работающего на режиме ветрянки (фиг. V.1). Скорость у элемента лопасти складывается, как на висении, из двух компонентов: окружной скорости ωr и скорости притекания. Подъемная сила сечения лопасти перпендикулярна направлению набегающего потока, и, следовательно, существует компонент вектора подъемной силы, стремящийся ускорить вращение, в то время как профильное сопротивление сечения лопасти стремится замедлить вращение. На фиг. V.1 видно, что существует свободная сила, стремящаяся ускорить вращение элемента лопасти.



Фиг. V.1. Силы, действующие на элемент лопасти, работающей в режиме ветрянки

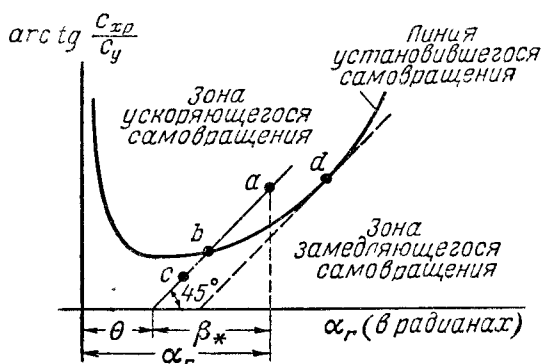
На фиг. V.1 сечение лопасти изображено работающим на отрицательном угле установки, как это обычно бывает у роторов, работающих как ветрянки. Легко показать, что нет причин, препятствующих самовращению лопасти, имеющей положительный угол установки, если отношение подъемной силы к сопротивлению достаточно высоко, чтобы получить условие равновесия сил.

Ниже будет показано, что оптимальные характеристики самовращения получаются при небольших положительных установочных углах.

Скажем еще несколько слов о режиме ветрянки и режиме самовращения. Известно, что эти термины имеют только количественное различие. При работе винта на режиме ветрянки лопасти устанавливаются на такие углы, чтобы получить максимальный крутящий момент на оси винта, при этом величина тяги значения не имеет

установки, затем к оси абсцисс под углом 45° проводится прямая линия, как показано на фиг. V.3. Перпендикуляр, опущенный из любой точки этой линии на ось абсцисс, даст значение угла α . Вычтя из полученного значения величину установочного угла, получим угол притекания [уравнение (V.3)]. Как видно из фигуры, полученный треугольник равнобедренный, поэтому его вертикальный катет также равен углу β_* .

Из фиг. V.3 видно, что в точке a $\beta_* > \frac{c_{xp}}{c_y}$. При таком соотношении результирующая аэродинамическая сила на профиле отклоняется от оси вращения так, что способствует ускорению вращения эле-



Фиг V 3. Диаграмма самовращения

мента лопасти, следовательно, увеличению ωr . Как только увеличится ωr , произойдет уменьшение β_* . Элемент лопасти ускоряет вращение до тех пор, пока значение угла притекания β_* не уменьшится до значения, соответствующего на графике точке b . В точке b наступает равновесное состояние режима самовращения, так как $\beta_* = \frac{c_{xp}}{c_y}$.

Установим основные положения.

1) Для данного угла установки θ точка на прямой, направленной к оси абсцисс под углом 45° :

а) расположенная выше кривой (как уже рассмотренная точка a) представляет собой условия ускорения самовращения, и результирующий вектор аэродинамической силы направлен вперед от оси вращения;

б) расположенная на кривой (как точка b) представляет состояние равновесия режима самовращения, результирующий вектор аэродинамической силы направлен по оси вращения;

в) расположенная ниже кривой (как точка c) представляет собой условия замедления самовращения, т. е. результирующий вектор отклонен назад от оси вращения.

2) Наибольшим значением угла установки, при котором еще может быть осуществлено самовращение, является точка d , находящаяся в месте касания прямой наклонной к оси абсцисс с кри-

Важно то, что самовращение, пока угол установки не превзошел критически допустимого, определяемого точкой d , является устойчивым движением. Какое-либо возмущение, вызывающее замедление вращения несущего винта, приводит к увеличению значения β_* , что, в свою очередь, вызывает ускорение вращательного движения до тех пор, пока не наступит состояние равновесия. Аналогично, если возмущение ускоряет вращение несущего винта, то β_* уменьшается, стабилизирующий вектор отклоняется назад и замедляет вращение, пока не будет достигнуто равновесие.

Диаграмма самовращения дает также представление о соотношении скорости вращения и величины угла установки. Если пренебречь изменением скорости притекания V_1 , то β_* изменяется обратно пропорционально величине ωr . Следовательно, на диаграмме большая скорость вращения соответствует наименьшему значению β_* . Угол установки, обеспечивающий максимальную скорость вращения, определится точкой пересечения наклонной прямой с осью абсцисс, проведенной через точку на кривой $\frac{c_{xp}}{c_y}$, соответствующую

минимальному значению этого отношения. Работа на больших углах установки соответствует меньшим оборотам несущего винта. По мере увеличения β скорость вращения будет падать все быстрее, пока не будет достигнуто наибольшее допустимое значение угла установки (точка d). Эта точка представляет разрыв кривой. Физически это значит, что любое самое малое увеличение угла установки вызовет остановку ротора и затем вращение в противоположном направлении, что практически совершенно недопустимо на вертолетах, где равновесие лопастей при работе осуществляется вследствие центробежной силы.

Изменения скорости вращения в зависимости от изменения угла установки можно суммировать в следующих словах: по мере уменьшения угла установки от его максимального значения скорость вращения увеличивается, пока отношение $\frac{c_{xp}}{c_y}$ не достигнет минимума, в дальнейшем уменьшении угла установки скорость вращения начнет уменьшаться, пока при значении угла установки -90° не станет равной нулю.

Диаграмма самовращения дает картину работы только одного сечения лопасти. Необходимо помнить, что при вращении лопасти различные сечения работают при различных установочных углах, различных скоростях и, следовательно, углах притекания. Некоторые сечения имеют ускоряющую аэродинамическую силу, другие — тормозящую. Для определения состояния лопасти в целом необходимо просуммировать силы на элементах лопасти по всему радиусу.

Наиболее эффективный угол атаки для режима самовращения

При конструировании несущего винта преследуется цель получить для вертолета данного полетного веса минимальную скорость снижения на режиме самовращения. Диаграмма самовращения рассматривает результирующую скорость притекания к сечению лопасти несущего винта и с ее помощью нельзя сделать выводы об угле атаки, обеспечивающем минимальную скорость снижения.

Выше указывалось, что скорость снижения зависит от профильного сопротивления. Следовательно, оптимальным углом атаки будет тот, при котором потери на преодоление профильного сопротивления будут минимальны. Профильные потери элемента лопасти можно выразить так:

$$d_{\text{проф. мощн}} = \frac{1}{2} c_{xp} \rho (\omega r)^2 b dr (\omega r). \quad (\text{V. 4})$$

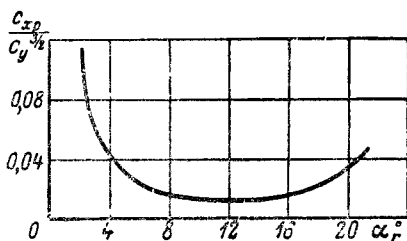
Для данного элемента профильная мощность $\approx c_{xp} (\omega r)^3$. Известно, что

$$dT = c_{y\rho} (\omega r)^2 b dr. \quad (\text{V. 5})$$

Для данной тяги $(\omega r) \approx \frac{1}{V} \frac{dT}{c_y}$, откуда профильная мощность

$$\sim c_{xp} (\omega r)^3 \sim \frac{c_{xp}}{c_y^{\frac{3}{2}}}. \quad (\text{V. 6})$$

Из приведенных соотношений видно, что для получения минимальных потерь на преодоление профильного сопротивления и, следовательно, для получения минимальной скорости снижения отношение $c_{xp}/c_y^{\frac{3}{2}}$ для каждого элемента лопасти должно быть минимальным. На фиг. V.4 показана кривая изменения отношения $c_{xp}/c_y^{\frac{3}{2}}$ от угла атаки для профиля NASA 23012. На фигуре видно, что хорошая эффективность сохраняется на значительном диапазоне угла атаки.



Фиг. V.4. Характеристики профиля NASA 23012.

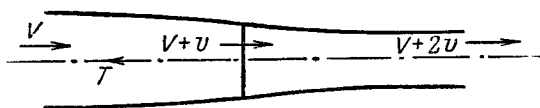
Основные положения для определения характеристик несущего винта на режиме самовращения

Целью анализа характеристик несущего винта на режиме висения было найти соответствующие соотношения между потребной для висения мощностью и основными факторами: тягой, оборотами, углом установки, заполнением и профильным сопротивлением. Задачей анализа вертикального снижения на режиме самовращения

яется нахождение соотношений между перечисленными факторами и скоростью снижения. Так же как и в случае висения, в данном случае мы имеем три основных уравнения:

- 1) уравнение тяги элемента лопасти;
- 2) уравнение крутящего момента элемента лопасти;
- 3) теорему о количестве движения.

Два первых уравнения выражают зависимость тяги и момента лопасти от скорости притекания, а третье — зависимость и всего несущего винта от потока сквозь его диск. Указанные



Фиг. V. 5. Схема потока сквозь винт, рассматриваемая теоремой о количестве движения.

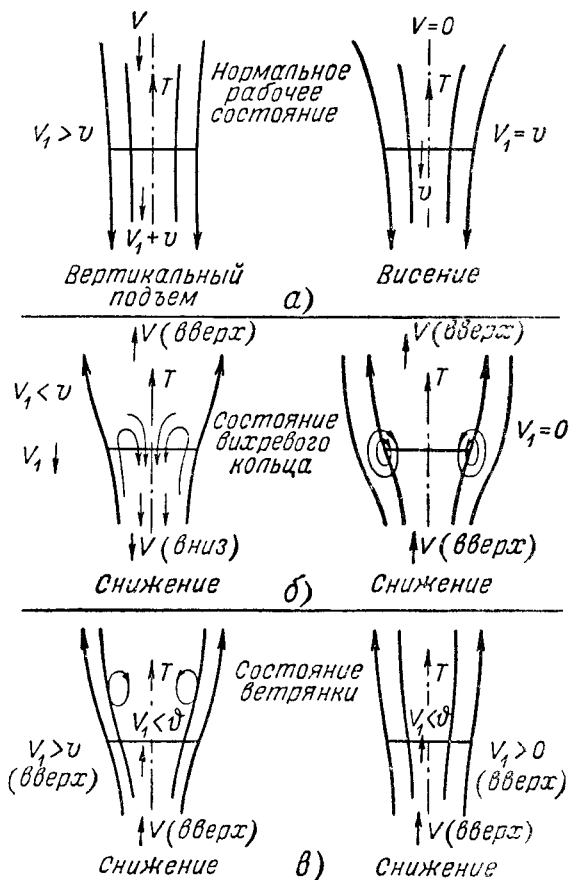
уравнения достаточны для полного определения условий работы винта. Выражения для тяги и крутящего момента элемента лопасти свободны от ограничивающих допущений. Однако теорема о количестве движения базируется на определенном состоянии воздушного потока. Теорема о количестве движения основывается на допущении, что имеет место определенный воздушный поток, движущийся навстречу винту, и что движение этого потока далеко впереди винта и далеко позади его имеет одно и то же направление (фиг. V. 5). При висении и вертикальном подъеме поток направлен сверху вниз, а при снижении на режиме самовращения — снизу вверх. Очевидно, существуют промежуточные (между этими состояниями) стадии, где поток имеет неопределенный характер. Поэтому необходимо сначала разоблачить типы потоков сквозь диск несущего винта, которые могут иметь место на режимах вертикального полета, и определить условия, при которых теорема о количестве движения неприменима.

Типы потоков сквозь диск несущего винта

При вертикальном полете существуют три основных типа потока сквозь диск несущего винта: нормальное рабочее состояние, состояние вихревого кольца и состояние ветрянки-тормоза. Если расширять эти потоки, представив себе наблюдателя находящимся на винте и перемещающимся с ним, то набор высоты будет выглядеть как движение потока сквозь диск несущего винта сверху вниз. Нормальное рабочее состояние (режим пропеллера). Это состояние можно определить положением, что движение воздуха, притекающего к несущему винту, имеет то же направление, что и индуктивная скорость. Вид потока в этом случае показан на фиг. V. 6а. Поток направлен сверху вниз, и поток у диска всегда больше или больше, чем индуктивная скорость. Нормальное рабочее

состояние охватывает диапазон от вертикального подъема с любой скоростью до состояния висения.

Состояние вихревого кольца. Как только несущий винт начнет переходить от режима висения к режиму вертикального снижения, установившийся поток, простирающийся от точки далеко над винтом до точки далеко под винтом, исчезает. Вид потока в



Фиг. V.6. Типы потоков сквозь несущий винт

этом случае показан на левой части фиг. V.6,б. Основная часть потока, проходящего в этом случае сквозь диск, все же направлена вниз, так как имеют место значительные индуктивные скорости, но поток, расположенный далеко над винтом, направлен вверх.

Пределами, при которых может существовать вихревое кольцо, являются, с одной стороны, режим висения, а с другой — снижение со скоростью, равной средней индуктивной скорости, т. е. когда поток сквозь диск равен нулю. Такое предельное состояние показано на правой части фиг. V.6,б. Состояние вихревого кольца ха-

актеризуется отсутствием установившегося потока за винтом и большими массами циркулирующего вокруг концов лопастей воздуха (вихревое кольцо).

Состояние ветрянки - тормоза. При больших скоростях снижения поток снова становится стабильным (фиг. V. 6, в), проходит сквозь винт снизу вверх, и его скорость уменьшается по мере приближения к диску винта и прохождения сквозь него вследствие противодействия индуктивной скорости, направленной навстречу набегающему потоку. При малых скоростях снижения расширение потока за винтом значительное, и поэтому возникает рециркуляция потока и сильная турбулентность (см. левую часть фиг. V. 6, в).

Так как теорема о количестве движения основывается на рассмотрении равномерного установившегося потока сквозь винт, то очевидно, что она применима только для случаев нормального рабочего состояния и состояния ветрянки-тормоза. Возможность применения теоремы о количестве движения для граничных состояний потока и для случая висения должна быть проверена.

Определение характеристик при вертикальном снижении

В предыдущих главах было показано, что теорема о количестве движения дает возможность получить удовлетворительные и точные результаты. Из экспериментальных данных видно, что теорема о количестве движения достаточно точна и для определения характеристик при снижении с небольшой скоростью.

На практике часто пользуются теоремой о количестве движения для определения характеристик вертолета, так как она дает высокую сходимость с экспериментом, несмотря на то что реальный поток имеет весьма сложную форму. Однако нельзя принимать эту теорему для использования во всех случаях.

Испытания на режиме самовращения при вертикальном спуске показали, что несущий винт работает в режиме вихревого кольца. Теорема о количестве движения совершенно непригодна для установления соотношений между тягой и местной скоростью притекания, поэтому для определения этого состояния необходимо пользоваться другими физическими соотношениями. Были попытки определить аналитически характер потока в вихревом кольце и таким образом определить скорости притекания у каждого элемента лопасти. Полученные результаты необычайно громоздки. Однако интуитивно вычислить «среднюю» индуктивную скорость при состоянии вихревого кольца, т. е. скорость, которая обеспечила бы данную тягу и скорость снижения, если бы притекающей поток был равномерный. Логическим основанием для такого изучения является сама теорема о количестве движения.

Для нормального рабочего состояния теорема о количестве движения может быть написана в форме

$$T = \pi R^2 \rho (v + V_y) 2v, \quad (V. 7)$$

где индуктивная скорость v и скорость вертикального подъема V_y положительны, когда направлены относительно несущего винта вниз. Для режима ветрянки уравнение (V. 7) принимает форму

$$T = \pi R^2 \rho (-V_y - v) 2v. \quad (\text{V. 8})$$

Удобно выразить скорости в безразмерной форме. Примем, что безразмерная индуктивная скорость

$$\bar{v} = \frac{v}{\sqrt{\frac{T}{2\rho\pi R^2}}}. \quad (\text{V. 9})$$

Безразмерная скороподъемность

$$\bar{V}_y = \frac{V_y}{\sqrt{\frac{T}{2\rho\pi R^2}}}. \quad (\text{V. 10})$$

Для заданного веса вертолета, диаметра несущего винта и плотности воздуха \bar{v} пропорциональна v , а \bar{V}_y пропорциональна V_y . Безразмерные скорости позволяют на одном графике представить все возможные значения нагрузки на диск и плотности. В форме \bar{v} и \bar{V}_y уравнение (V. 7) принимает вид

$$1 = \bar{v}(\bar{v} + \bar{V}_y)$$

или

$$\bar{V}_y = \frac{1}{\bar{v}} - \bar{v} \quad (\text{V. 11})$$

• для нормального рабочего состояния и

$$1 = -\bar{v}(\bar{v} + \bar{V}_y)$$

или

$$\bar{V}_y = -\frac{1}{\bar{v}} - \bar{v} \quad (\text{V. 12})$$

для режима ветрянки.

Эти соотношения показаны на фиг. V. 7. Выше указывалось, что уравнение теоремы о количестве движения теряет силу, когда исчезает установившийся поток. Для нормального рабочего состояния этот предел достигается, когда индуктивная скорость при вертикальном снижении становится больше, чем индуктивная скорость на висении, или когда $\bar{v} > 1$. На режиме ветрянки установившегося потока за винтом уже не существует, если $\bar{v} > -\frac{1}{2} \bar{V}_y$ или $\bar{v} > 1$.

Область, где уравнение теоремы о количестве движения неприменимо, показана на фиг. V. 7 пунктирными линиями. Пользуясь этой фигурой, можно дать метод определения средней эффективной индуктивной скорости при наличии вихревого кольца на основании

меров при летных испытаниях и предсказать характеристики несущего винта при полете с частичным применением мощности и при безмоторном спуске.

Необходимо вывести среднюю эффективную индуктивную скорость из летных замеров, так как почти невозможно измерить индуктивную скорость непосредственно.

Средняя эффективная индуктивная скорость определяется следующим уравнением, которое показывает, что мощность на валу есть сумма мощностей, расходуемых на подъем вертолета, создание индуктивной скорости и преодоление профильного сопротивления:

$$\text{мощность на валу} = TV_y + T v + \frac{\delta \rho}{8} (\omega R)^3 \sigma \pi R^2, \quad (\text{V. 13})$$

где δ — средний коэффициент лобового сопротивления сечения лопасти или коэффициент сопротивления профиля при среднем значении угла атаки, представляющий собой угол, при котором коэффициент подъемной силы $c_{y \text{ средн}} = \frac{3c_T}{\sigma}$.

Уравнение (V. 13) можно переписать в безразмерной форме, когда оно примет вид

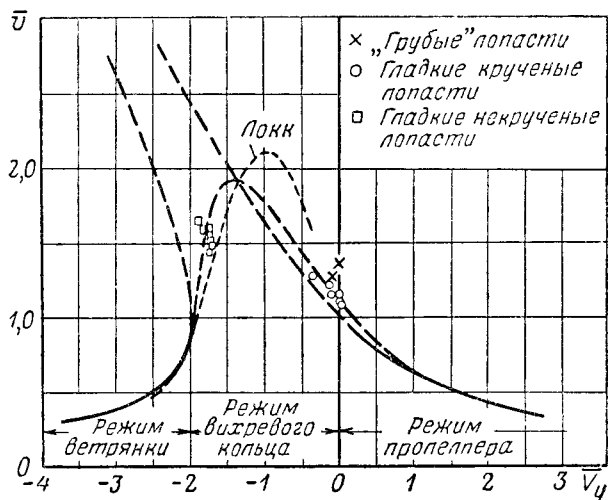
$$m_k = \frac{\sigma \delta}{4} + (\bar{v} + \bar{V}_y) \frac{1}{2} c_T^{\frac{3}{2}}. \quad (\text{V. 14})$$

Если при летных испытаниях замерены мощность на валу, полезный вес вертолета, обороты несущего винта, скорость снижения и коэффициент сопротивления лопасти, то с помощью уравнений (V. 13) и (V. 14) можно определить среднюю эффективную индуктивную скорость. Построив кривую эффективной индуктивной скорости по скорости снижения для какого-либо винта, работающего на режиме вихревого кольца, можно применить ее для определения скоростей снижения несущего винта, отличающихся от исходного заполнением и профильным сопротивлением. В настоящее время имеется мало материалов для определения соотношений при работе несущего винта на режиме вихревого кольца.

рис. V. 7 Теоретическое распределение индуктивных скоростей. (Пунктирные линии показывают область, где теорема о количестве движения неприменима.)

При испытаниях трудно получить данные режима вертикального полета, так как незначительные отклонения от вертикали уже значительно изменяют скорость снижения. НАСА были проведены

испытания (библ. А, I.3), при которых летчику была дана аппаратура для выдерживания вертикальности траектории и точной записи угла снижения. Полученные данные при вертикальном снижении при отклонении от вертикали менее 5° изображены на фиг. V.8. Хотя полученные данные весьма ограничены, они представляют собой наиболее точные сведения из полученных в настоящее время.

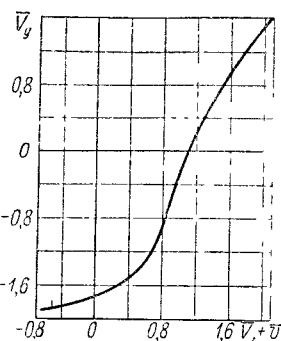


Фиг. V.8. Эмпирические кривые $\bar{v}=f(\bar{V}_y)$ в зоне режима вихревого кольца.

Для расчета моторного снижения вертолета удобно перестроить переменные фиг. V.8 в безразмерных величинах $\bar{v} + \bar{V}_y$ по \bar{V}_y . Такой график дан на фиг. V.9. Скорость снижения несущего винта можно определить путем вычисления $(\bar{v} + \bar{V}_y)$ по данным значениям c_T , m_k и δ с помощью уравнения (V.14), а затем снятием соответствующего значения \bar{V}_y с фиг. V.9. После этого скорость снижения V_y для данных значений тяги, площади диска и плотности воздуха определяют по величине \bar{V}_y .

Рассмотренный метод определения характеристик вертикального снижения является методом первого приближения. Считается, однако, что этот метод базируется на правильной основе и может дать удовлетворительные результаты при расчете характеристик несущего винта, работающего на режиме частичной подачи мощности при вертикальном снижении. Наиболее грубым допущением в этом методе является то, что средний коэффициент сопротивления представляет собой сопротивление всей лопасти. На режиме вихревого кольца, когда притекающий к несущему винту поток меняется

то радиусу от большой положительной величины до большой отрицательной, значительно изменяется угол атаки. Принятие среднего



Фиг. V. 9. Эмпирическая кривая для расчета скорости вертикального снижения.

принятие постоянного значения коэффициента профильного сопротивления не приведет к большим неточностям.

Коэффициент сопротивления несущего винта при вертикальном снижении

В предыдущем разделе рассматривался метод определения характеристик несущего винта при снижении с частичной подачей мощности на режиме вихревого кольца. Этот метод включает и случай вертикального снижения на режиме самовращения. Для случая вертикального спуска на режиме самовращения интересно использовать более прямой способ и рассматривать несущий винт просто как диск, создающий сопротивление, игнорируя механизм образования этого сопротивления. Общее сопротивление диска несущего винта можно выразить через коэффициент сопротивления винта $c_{x \text{ н. в.}}$:

$$c_{x \text{ н. в.}} = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho V_y^2 \pi R^2}. \quad (\text{V. 15})$$

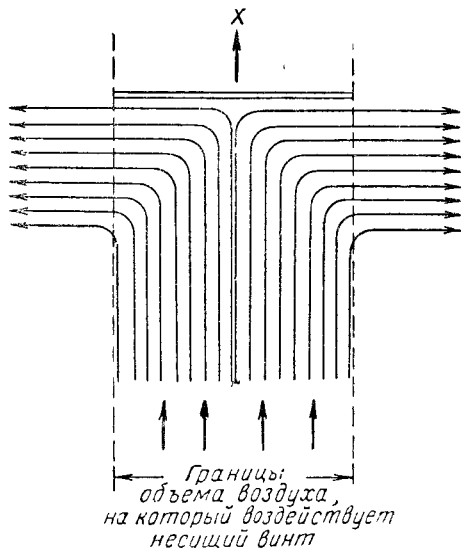
Для круглой плоской пластинки $c_{x \text{ н. в.}} \approx 1,28$, а для парашюта или чашки анемометра $c_{x \text{ н. в.}} \approx 1,4$. Опираясь на закон Ньютона $T = ma$ и приняв, что весь воздух на пути диска винта получает скорость диска (фиг. V. 10), можно написать, что $T = \rho \pi R^2 V^2$ и $c_{x \text{ н. в.}} = 2,0$. Следовательно, пока диск воздействует только на воздух под ним, $c_{x \text{ н. в.}} = 2,0$ будет предельным значением.

Можно представить результаты летных испытаний в виде коэффициента сопротивления парашюта. На фиг. V. 11 коэффициент сопротивления несущего винта, полученный при летных испытаниях,

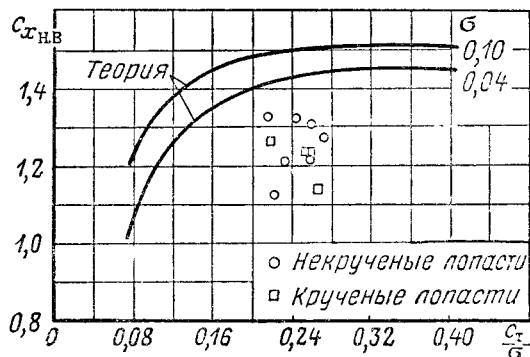
представлен в функции параметра нагрузки на лопасть c_T/σ (библ. А, I. 3). Из графика видно, что для несущего винта, имеющего хорошие характеристики профильного сопротивления, при нормальных углах установки можно получить коэффициент сопротивления, равный 1,2.

На фиг. V.11 также показаны теоретические кривые значений $c_{x_{нв}}$. Из графика видно, что теория завышает значения коэффициента сопротивления несущего винта приблизительно на 15%. Это значит, что скорость снижения вертолета (которая изменяется обратно пропорционально корню квадратному из $c_{x_{нв}}$) занижается приблизительно на половину этой величины. Таким образом, скорость вертикального снижения может определяться теоретически с удовлетворительной точностью.

Влияние угла установки. Параметр c_T/σ является мерой угла установки лопасти, так как окружная скорость несущего винта при вертикальном снижении изменяется в зависимости от



Фиг. V. 10. Картина потока воздуха для расчета сопротивления диска несущего винта.



Фиг. V.11. Сравнение теории с данными, полученными во время испытаний при вертикальном спуске на режиме самовращения.

угла установки лопастей. Экспериментальные точки, нанесенные на фиг. V.11, были получены при различных оборотах несущего винта в диапазоне нормальных рабочих оборотов винта вертолета. Изучая график, можно сделать следующие выводы:

1) Число оборотов несущего винта при вертикальном снижении вертолета может поддерживаться в пределах нормальных значений.

2) При изменении угла установки лопастей в пределах нормального рабочего диапазона (в диапазоне разброса точек) скорость снижения не изменяется. Это подтверждается теоретическими кривыми.

Влияние кривизны. На фиг. V. 11 приведены экспериментальные точки для лопастей с кривизной и для лопастей без кривизны, имеющих одинаковую форму в плане и покрытие (фанерное). Из графика видно, что в пределах точности замеров лопасти с кривизной (имеющие уменьшенные углы установки к концу лопасти для улучшения характеристик висения и поступательного полета) дают ту же скорость снижения, что и плоские лопасти. Следовательно, отрицательная кривизна лопастей не ухудшает характеристик вертикального пускa на режиме самовращения, что предполагалось исходя из наличия больших углов атаки у комлевой части лопасти.

ФИЗИЧЕСКАЯ КАРТИНА ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТИ И ДЕЙСТВИЯ УПРАВЛЕНИЯ НЕСУЩИМ ВИНТОМ

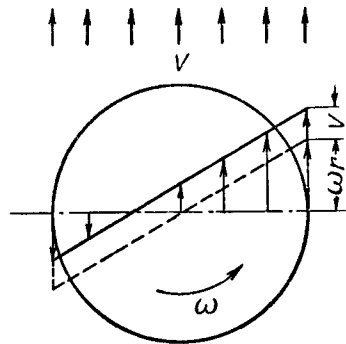
Прежде чем перейти к количественным выражениям сил и моментов, действующих на несущий винт, движущийся сквозь воздух, рассмотрим физическую картину работы винта в косом потоке. Как видно из фиг. VI. 1, лопасти несущего винта, движущиеся в направлении полета вертолета, обтекаются воздухом с большей скоростью, чем лопасти, движущиеся в обратную сторону. Очевидно, что если винт имеет жесткое крепление лопастей, то возникает значительный кренящий момент вследствие неодинаковых подъемных сил на наступающих и возвращающихся лопастях. При применении разнесенных в поперечном направлении винтов их кренящие моменты взаимно уничтожают друг друга, но остаются большие переменные силы на лопастях.

Имеются два метода преодоления асимметрии подъемной силы, возникающей на несущем винте при поступательном полете:

1) Лопасти могут крепиться к втулке с помощью шарниров, что исключит передачу моментов на втулку. Управление при этом будет осуществляться наклоном оси втулки до такого положения, при котором результирующий вектор аэродинамической силы будет направлен в желаемом направлении.

2) Лопасти могут прикрепляться к втулке с одной степенью свободы вращения относительно продольной оси. Тогда лопасть, идущая навстречу потоку (большая скорость обтекания), может устанавливаться на меньший угол, а лопасть, идущая по потоку, — на больший, что приведет к уравниванию подъемной силы.

Первый винтокрылый аппарат, показавший хорошие результаты, имел несущий винт с лопастями, совершающими маховое движение.

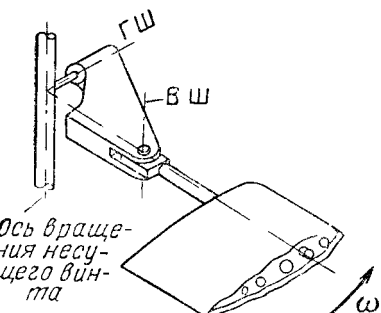


Фиг. VI. 1. Распределение скоростей на лопасти несущего винта, движущейся в сторону полета, и на лопасти, движущейся в обратном направлении.

теория несущих винтов была также разработана для винтов, имеющих шарнирное крепление лопастей. В дальнейшем будет рассмотрена работа несущего винта с шарнирным креплением лопастей, обеспечивающим маховое движение.

Равновесие лопасти с шарнирным креплением

При наличии в креплении лопасти горизонтального шарнира каких-либо моментов (кроме момента относительно продольной оси лопасти) на втулку не передается. Лопасть будет совершать движение, находя сама положение, обеспечивающее ей равновесие, при котором сумма моментов относительно горизонтального шарнира (ГШ) будет равна нулю.



Фиг. VI 2 Схема шарнирного крепления лопасти к втулке.

Было найдено, что введение ГШ требует другого шарнира, обеспечивающего возможность перемещения лопасти в плоскости вращения, получившего название вертикального шарнира (причины, вынудившие ввести ВШ, будут выяснены ниже). Таким образом, обычное шарнирное крепление лопастей к втулке дает возможность лопасти совершать колебания как в плоскости вращения, так и в перпендикулярной к ней плоскости.

Рассмотрим равновесие лопасти под действием приложенных сил. Для этой цели разберем случай висения, при этом крепление лопасти такое, как показано на фиг. VI. 2.

Равновесие относительно ГШ. Три силы действуют на лопасть в направлении возможного взмаха при установившихся условиях висения: воздушная (подъемная) сила, центробежная сила и вес лопасти. Каждая из этих сил создает момент относительно ГШ, и для выполнения условий равновесия сумма моментов указанных сил относительно ГШ должна быть равна нулю. Вес лопасти сравнительно с центробежной и подъемной силами незначителен и в данном случае учитываться не будет.

Для упрощения анализа рассмотрим лопасть, имеющую равномерное распределение массы по радиусу лопасти. При этом условии применим следующий закон распределения центробежной силы. Элементарная центробежная сила (фиг. VI. 3) будет

$$dN_{цб} = (m dr) \omega^2 r \cos \beta, \quad (VI. 1)$$

- m — масса на единицу длины лопасти;
- ω — скорость вращения лопасти;
- r — радиус элемента лопасти;
- β — угол взмаха (подъема) лопасти

Компонент центробежной силы, перпендикулярный лопасти, будет

$$dN_{ц.б} \sin \beta = m dr \omega^2 r \beta \quad (\text{VI. 2})$$

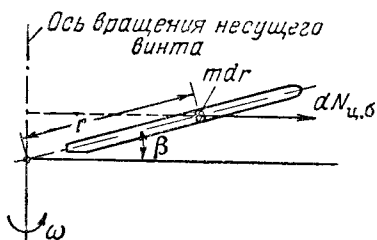
(так как β всегда представляет собой малый угол). Следовательно, распределение центробежной силы по радиусу лопасти при равномерном распределении массы изменяется по линейному закону, как показано на фиг. VI. 4.

Момент, создаваемый центробежной силой относительно ГШ, будет

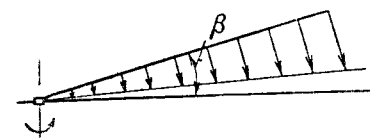
$$M_{ц.б} = \frac{2}{3} R (M \omega^2 R \beta) = \frac{2}{3} N_{ц.б} R \beta, \quad (\text{VI. 3})$$

где $M = mR$ — масса лопасти.

Распределение подъемной силы по лопасти на режиме висения зависит от формы лопасти в плане и от крутки. Рассмотрим два случая: плоская прямоугольная лопасть и прямоугольная лопасть, имеющая идеальную



Фиг. VI. 3. Схема действия элементарной центробежной силы



Фиг. VI. 4. Распределение центробежной силы по лопасти (имеющей равномерное распределение массы по радиусу).

крутку. Для плоской лопасти протекание потока изменяется по радиусу приблизительно линейно, а у лопасти, имеющей идеальную крутку, протекание потока постоянно вдоль лопасти. Подъемная сила на погонный метр длины лопасти при любой крутке будет

$$\frac{dY}{dr} = c_y \frac{\rho}{2} \omega^2 r^2 b. \quad (\text{VI. 4})$$

Для прямоугольной лопасти, имеющей идеальную крутку,

$$c_y = \alpha_r, a = a \left(\theta_{кц} \frac{R}{2} - \frac{v}{\omega r} \right). \quad (\text{VI. 4a})$$

Как видно из уравнения (VI. 4), подъемная сила пропорциональна $c_y \cdot r^2$, следовательно, подъемная сила равна постоянной величине, умноженной на радиус. Таким образом, ясно, что у лопасти, имеющей идеальную крутку, подъемная сила меняется пропорционально не вой степени радиуса, а для плоской лопасти, где α_r может быть принят постоянным, подъемная сила изменяется пропорционально квадрату радиуса (фиг. VI. 5)

Момент подъемной силы относительно ГШ выразится уравнением

$$M_{п.с} = \frac{2}{3} RY \quad (VI.5)$$

для лопасти с идеальной круткой,

$$M_{п.с} = \frac{3}{4} RY \quad (VI.6)$$

для прямоугольной плоской лопасти.

Угол конусности β определится в результате приравнивания моментов, создаваемых подъемной и центробежными силами:

$$\beta = \frac{Y_{\text{лопасти}}}{N_{ц.б}} \quad (VI.7)$$

для лопасти с идеальной круткой,

$$\beta = \frac{9}{8} \frac{Y_{\text{лопасти}}}{N_{ц.б}} \quad (VI.8)$$

для плоской прямоугольной лопасти.

Полученные выражения для β являются приближенными, так как не учтен ряд второстепенных факторов, например, концевые отгери.

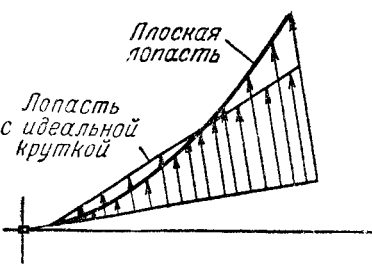
Важно помнить, что угол конусности изменяется прямо пропорционально тяге лопасти и обратно пропорционально центробежной силе, т. е. квадрату оборотов несущего винта. Следовательно, на висении угол конусности пропорционален коэффициенту тяги c_T .

Равновесие лопасти относительно ВШ. Равновесие лопасти относительно ВШ на режиме висения также определяется тем, что сумма моментов действующих сил равна нулю. Геометрия отклонения лопасти относительно ВШ изображена на фиг. VI. 6. Здесь угол отставания лопасти ξ представляет собой угол между продольной осью лопасти и прямой, проведенной через ось вращения несущего винта и ось ВШ. Угол ξ принимается положительным, когда лопасть отклоняется назад.

Компонент центробежной силы, перпендикулярный лопасти и стремящийся повернуть лопасть к нулевому значению ξ , выразится так:

$$dN_{ц.б} = m\omega^2 r dr (\xi - i),$$

где i — угол между положением лопасти, когда отставание равно нулю, и направлением действия центробежной силы.



фиг. VI. 5. Распределение подъемной силы по радиусу лопасти.

Из геометрии фиг. VI. 6 имеем

$$i r = \xi (r - l_{\text{ВШ}})$$

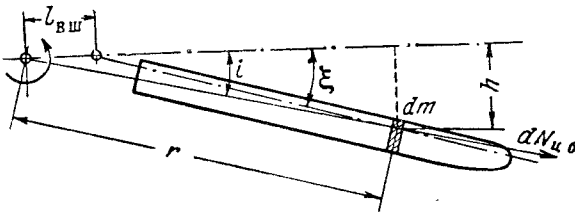
или

$$i = \xi \left(1 - \frac{l_{\text{ВШ}}}{r} \right)$$

и

$$dN_{\text{цб}} = m \omega^2 r dr \xi \left[1 - \left(1 - \frac{l_{\text{ВШ}}}{r} \right) \right] = m \omega^2 l_{\text{ВШ}} \xi dr. \quad (\text{VI. 9})$$

Компонент центробежной силы на метр длины лопасти $\frac{d(N_{\text{цб}})}{dr}$ постоянен по размаху. Компонент центробежной силы в плоскости



Фиг. VI. 6. Схема геометрических соотношений лопасти в плане.

вращения, перпендикулярный лопасти, также постоянен по размаху.

Момент центробежной силы относительно ВШ будет

$$M_{\text{цб}} = m R l_{\text{ВШ}} \omega^2 R_{\text{ц.т}} \xi = M l_{\text{ВШ}} \omega^2 R_{\text{ц.т}} \xi, \quad (\text{VI. 10})$$

где $R_{\text{ц.т}}$ — расстояние от оси вращения до центра тяжести лопасти.

Аэродинамические силы, действующие на лопасть в плоскости вращения, образуются индуктивным и профильным сопротивлениями. Для приближенного рассмотрения физической картины явлений можно принять, что распределение аэродинамических сил, действующих в плоскости вращения, аналогично распределению подъемной силы. Обозначив равнодействующую этих сил через F , а точку приложения равнодействующей через R_F , получим момент аэродинамических сил, действующих в плоскости вращения относительно ВШ, равный $F \cdot R_F$. Приравнявая моменты аэродинамических и центробежных сил, имеем

$$F R_F = M \omega^2 R_{\text{ц.т}} l_{\text{ВШ}} \xi$$

или

$$F = \frac{M \omega^2 R_{\text{ц.т}} l_{\text{ВШ}} \xi}{R_F}. \quad (\text{VI. 11})$$

Равнодействующую аэродинамических сил в плоскости вращения F можно выразить в известных величинах, приравняв ее перебивающим силам у ВШ. Суммируя силы, перпендикулярные пря-

мой, проходящей через ось вращения и ось ВШ (см. фиг. VI.7), получим

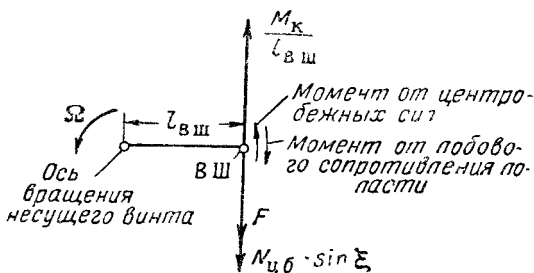
$$\frac{M_k}{k l_{ВШ}} = F \cos \xi + M \omega^2 R_{ц.т} \sin \xi = F + M \omega^2 R_{ц.т} \xi. \quad (VI.12)$$

Подставляя F из уравнения (VI.11), имеем

$$\frac{M}{k l_{ВШ}} = M \omega^2 R_{ц.т} \xi \frac{l_{ВШ}}{R_F} + M \omega^2 R_{ц.т} \xi = \xi (M \omega^2 R_{ц.т}) \left(\frac{l_{ВШ}}{R_F} + 1 \right)$$

ли

$$\xi = \frac{M_k}{k M \omega^2 R_{ц.т} l_{ВШ} \left(\frac{l_{ВШ}}{R_F} + 1 \right)}. \quad (VI.13)$$



Фиг. VI 7 Схема сил и моментов у вертикального шарнира

Из уравнения (VI.13) видно, что для данного несущего винта первый угол отставания лопасти является в основном функцией

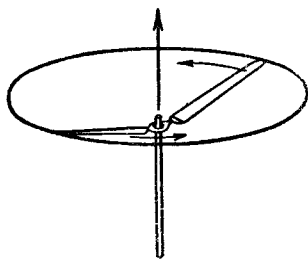
. Так как расстояние до точки приложившей результирующей аэродинамических сил велико по сравнению с $l_{ВШ}$ ($R_F \approx 0,7R$), угол отставания несильно изменяется при изменении точки приложившей результирующей аэродинамических сил. Например, когда $R_F = 0,7R$, изменение R_F на $\pm 30\%$ в уравнении (VI.13) создает изменение ξ только на $\pm 2\%$.

На заданной высоте коэффициент крутящего момента m_k также пропорционален $\frac{M_k}{\omega^2}$, и, следовательно, угол отставания (на данной высоте) пропорционален коэффициенту крутящего момента m_k .

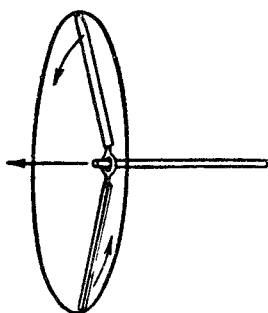
Управление несущим винтом на висении

Чтобы лучше разобраться в поведении несущего винта с машинными лопастями, рассмотрим работу простейшей модели винта. Представим себе небольшой винт с лопастями, прикрепленными к концу свободной шарнирной подвески (фиг. VI.2) и установленный на небольшой положительный угол. Если ось винта расположена вертикально (фиг. VI.8) и раскручивать винт, то лопасти

начнут постепенно подниматься, образуя угол конусности и так называемый тюльпан. Так как окружающий воздух неподвижен, то модель представляет собой несущий винт, работающий на режиме висения. Траектория концов лопастей перпендикулярна оси вала, и результирующий вектор аэродинамической силы направлен вверх



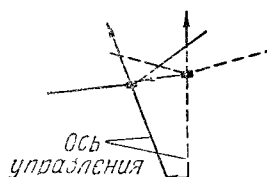
Фиг. VI. 8



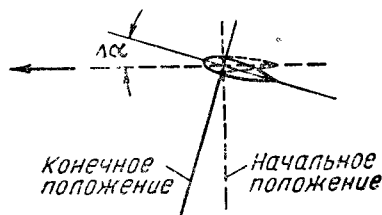
Фиг. VI. 9.

по оси винта. Если расположить ось вала винта горизонтально и раскрутить винт, то лопасти отклонятся вперед, опять-таки образуя угол конусности (фиг. VI. 9). Значит, куда бы ни была направлена ось вала или ось управления¹, вектор тяги будет направлен в ту же сторону.

Рассмотрим случай быстрого маневра, например, внезапное изменение положения оси управления в пространстве, как показано на фиг. VI. 10. Вследствие шарнирной подвески лопастей никакие моменты не могут передаваться от втулки к лопастям, и, следова-



Фиг. VI. 10



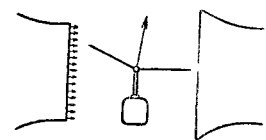
Фиг. VI.11 Изменение угла атаки лопасти при повороте вала несущего винта.

тельно, лопасти не могут быть поставлены в новое положение воздействием втулки (и обратно, никакие гироскопические моменты не могут передаваться с лопастей на втулку). Рассмотрим механизм, с помощью которого лопасти сами занимают прежнее положение относительно оси управления.

Расположим винт так, что ось управления его будет направлена вертикально, как показано на фиг. VI. 11 пунктирной линией.

¹ Объяснение понятия «ось управления» см. ниже. (Прим. перев.).

Затем внезапно ось управления поворачивается вперед, в плоскости чертежа, в положение, показанное сплошными линиями. Движение изменило угол установки лопасти в плоскости чертежа, и лопасть, которая должна была продолжать вращаться в направлении, указанном стрелкой, теперь оказалась под большим углом атаки. Так как подъемная сила возросла, лопасть переместится (илизмахнет) вверх. Подобным же образом лопасть на противоположной стороне окажется с уменьшенным углом атаки и начнет опускаться вниз. Этот процесс будет продолжаться до тех пор, пока плоскость вращения лопастей не станет снова перпендикулярной оси управления, когда не будет изменяться угол установки. Таким образом, хотя наклон втулки нельзя было непосредственно вынудить лопасти занять новое положение, однако наклон втулки вызвал циклическое изменение угла установки, что повлекло за собой изменение аэродинамических сил, которые и переместили лопасти в новое положение.



иг. VI. 12. Модель несущего винта в потоке аэродинамической трубы.

Из изложенного ясно, что должно существовать некоторое отставание перемещения винта от резкого движения управления. При лопастях, имеющих обычные массовые характеристики, это отставание мало не замечается летчиком, если рассматривать этот вопрос только с точки зрения реагирования несущего винта на действия управления.

До сих пор мы рассматривали только работу несущего винта на висении. Уже указывалось, что на висении вектор тяги направлен всегда вдоль оси управления. Рассмотрим теперь работу модели несущего винта, движущейся ребром к набегающему потоку. Дляглядности поместим винт в струю аэродинамической трубы так, чтобы ось вала или ось управления была расположена вертикально (иг. VI. 12). Очевидно, что набегающий поток будет воздействовать на вращающийся винт. Ниже будут подробно рассмотрены движение лопасти при работе винта в косом потоке и факторы, влияющие на это движение. Будет показано, что горизонтальный набегающий поток как бы «сдувает» тюльпан несущего винта назад при этом отклоняет его немного вбок.

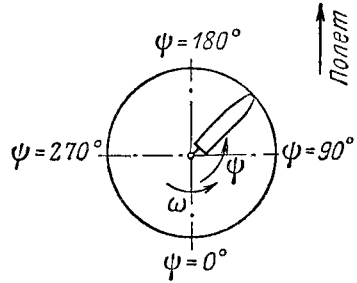
Маховое движение лопастей

Выражение махового движения с помощью ряда Фурье. Изучая маховое движение при поступательном движении, удобно выразить изменение угла взмаха β в зависимости от азимутального положения лопасти ϕ в виде простого синусоидального движения. Осью отсчета в данном случае является ось управления, которая по определению является такой, относительно которой нет циклического изменения угла установки или относительно которой угол установки постоянен (ось управления, таким

образом, подобна валу модели винта с машущими лопастями). Маховое движение можно выразить как сумму простых гармонических движений:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi. \quad (\text{VI. 14})$$

В этом уравнении β — угол между плоскостью, перпендикулярной оси управления, и лопастью, ψ — угол азимутального положения лопасти, измеряемый от оси, направленной по набегающему потоку в направлении вращения винта (фиг. VI. 13). Коэффициенты ряда Фурье имеют очень большое значение в теории несущего винта, поэтому остановимся подробнее на их физическом значении.

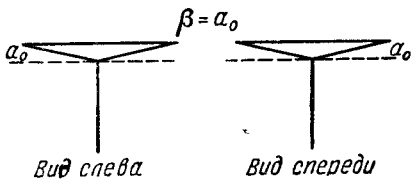


Фиг. VI. 13. Схема отсчета азимутального угла.

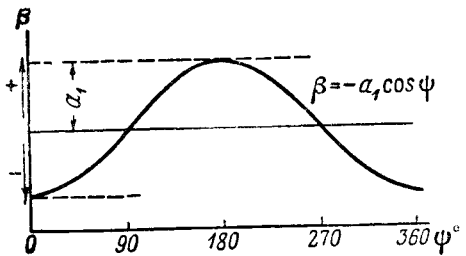
Геометрическое объяснение коэффициентов ряда Фурье

Коэффициент a_0 представляет собой часть угла взмаха, не зависящую от азимутального положения лопасти. На висении $\beta = a_0$. Движение, представленное равенством $\beta = a_0$, изображено на фиг. VI. 14.

Коэффициент a_1 представляет собой амплитуду простого косинусоидального движения. Если движение, определяемое урав-



Фиг. VI. 14. Тюльпан на режиме висения.

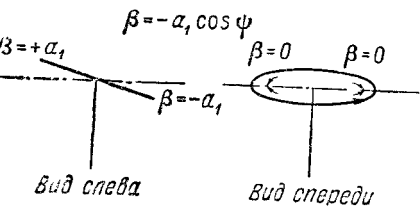


Фиг. VI. 15. Первая гармоника махового движения лопасти по закону косинуса.

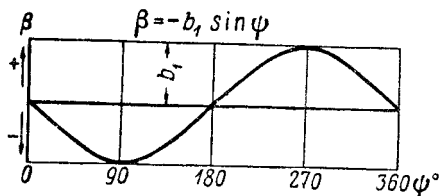
нением $\beta = -a_1 \cos \psi$, изобразить в виде графика β функции ψ , то получится кривая фиг. VI. 15. График показывает, что β достигает максимума при $\psi = 180^\circ$ и минимума при $\psi = 0$, т. е. максимум совпадает с положительным направлением оси x , а минимум — с отрицательным направлением оси x . Если наблюдать винт, лопасти которого совершают движения по закону $\beta = -a_1 \cos \psi$ сбоку и спереди, то увидим картину, изображенную на фиг. VI. 16.

Коэффициент b_1 представляет собой амплитуду чисто синусоидального движения. Если траекторию движения лопасти, определяемую уравнением $\beta = -b_1 \sin \psi$, изобразить на графике, то по-

лучим кривую фиг. VI. 17. При этом взмах лопасти равен нулю при ее положениях вдоль продольной оси, достигает максимума при

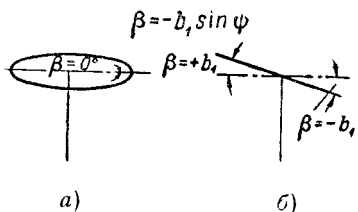


Фиг. VI. 16. Положение диска несущего винта, лопасти которого совершают маховое движение по закону коснуса.

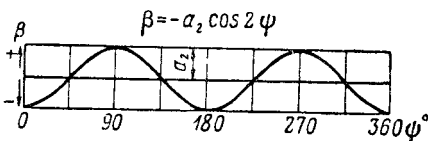


Фиг. VI. 17. Первая гармоника махового движения лопасти по закону синуса.

$\psi = 270^\circ$ и минимума при $\psi = 90^\circ$. Положение диска винта при этом изображено на фиг. VI. 18. Знаки + или —, употребляемые в вы-

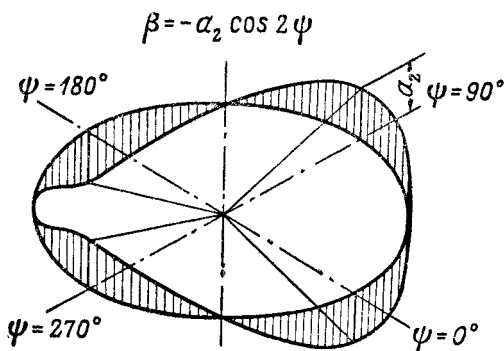


Фиг. VI. 18. Положение диска несущего винта, лопасти которого совершают маховое движение по закону синуса.
а — вид слева; б — вид спереди



Фиг. VI. 19. Вторая гармоника махового движения лопасти по закону косинуса.

ражении ряда, произвольные. Знаки минус дают положительные значения для коэффициентов a_1 и b_1 при нормальном поступательном полете.



Фиг. VI. 20. Траектория концов лопастей, движущихся по закону второй гармоники косинуса.

Коэффициенты a_2 , b_2 и т. д. представляют амплитуды высших гармоник. Движение, определяемое уравнением $\beta = -a_2 \cos 2\psi$,

изображено на фиг. VI. 19. Из графика видно, что маховое движение лопасти имеет два максимума при $\psi = 90^\circ$ и при $\psi = 270^\circ$, два минимума при $\psi = 0$ и при $\psi = 180^\circ$ и четыре нулевых положения при ψ , равном 45, 135, 225 и 315°. На фиг. VI. 20 изображена траектория концов лопастей винта при движении их по закону $\beta = -a_2 \cos 2\psi$.

Физическое объяснение существования компонентов движения

Любое периодическое движение лопасти можно выразить как наложение описанных выше движений. Точность, с которой ряд дает траекторию движения, зависит от количества членов, взятых при расчете. Большое количество членов ряда дает возможность определить траекторию лопасти с очень высокой степенью точности. Практически достаточно использовать несколько первых членов ряда. Использование коэффициентов a_0 , a_1 и b_1 дает возможность определить маховое движение с точностью в пределах 1° , а включение коэффициентов, определяющих вторую и третью гармоники (a_2 , b_2 , a_3 , b_3), увеличивает точность до $0,1^\circ$.

Для небольшого одновинтового вертолета при полете на скорости 112 км/час были получены следующие коэффициенты махового движения (библ. А, III. 4):

угол конусности	$a_0 = 8,7^\circ$
угол наклона назад	$a_1 = 6,1$
угол наклона вправо	$b_1 = 3,9^\circ$
углы колебания относительно поверхности тьюлпана	$a_2 = 0,5^\circ$ $b_2 = -0,1^\circ$

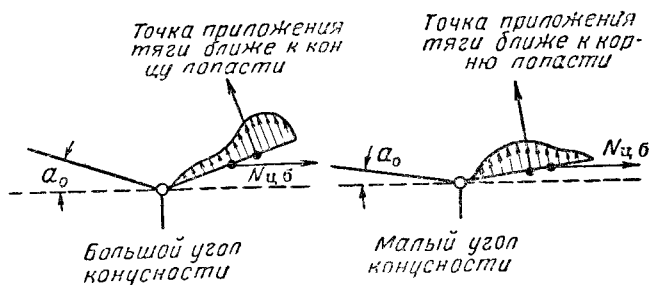
От значений коэффициентов махового движения перейдем к объяснению их физической сущности.

Угол конусности a_0 . Причина возникновения угла a_0 была объяснена выше при рассмотрении равновесия лопасти относительно ГШ при работе на режиме висения. Было показано, что a_0 зависит от соотношения величин двух основных моментов, стремящихся повернуть лопасть относительно ГШ, — момента тяги и момента центробежной силы. Было также показано, что распределение тяги по радиусу лопасти изменяется, что влечет за собой изменение точки приложения равнодействующей силы и, следовательно, угла конусности (фиг. VI. 21).

Скорость протекания потока сквозь несущий винт оказывает существенное влияние на распределение тяги. Из фиг. VI. 22 видно, что при увеличении скорости протекания сквозь диск распределение нагрузки смещается по направлению к концу лопасти. Одна и та же скорость протекания воздействует на угол атаки на различных радиусах лопасти по-разному, вызывая большее уменьшение угла атаки в средней части лопасти, где окружные скорости относительно меньше.

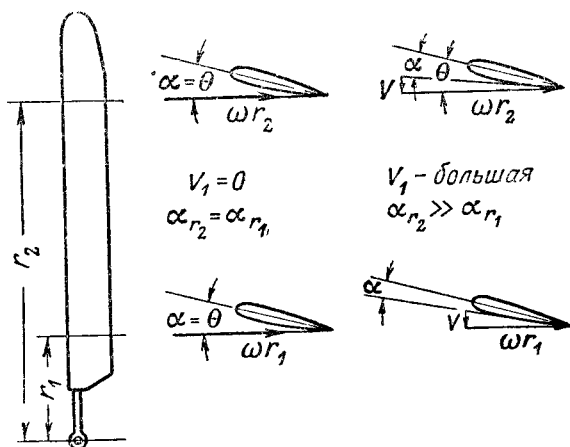
Скорость протекания сквозь диск изменяется, подобно тому как изменяется потребная мощность. На висении, где индуктивный по-

ток сильный, скорость протекания значительная. Для несущего винта с нормальной нагрузкой на диск средняя скорость протекания имеет величину порядка 7,5 м/сек, в то время как скорость протекания у конца лопастей равна приблизительно 10,5 м/сек. Если



Фиг. VI. 21. Влияние распределения тяги по радиусу лопасти на угол конусности.

несущий винт начинает двигаться, то он по мере увеличения скорости встречает все большие массы воздуха, происходит резкое уменьшение индуктивного потока и, следовательно, общего потока сквозь несущий винт. Однако на больших скоростях полета для преодоления сопротивления фюзеляжа несущему винту придается

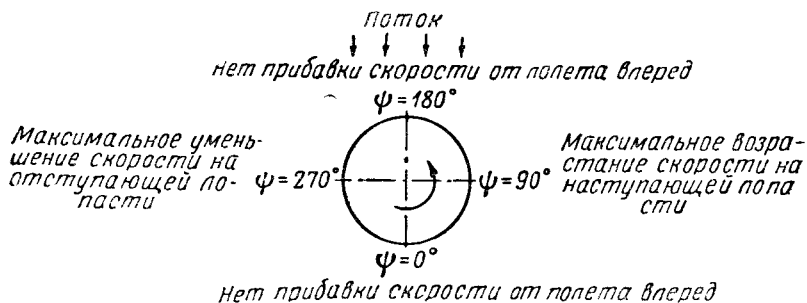


Фиг. VI. 22. Влияние скорости протекания потока сквозь диск несущего винта на угол конусности.

существенный наклон вперед, при этом компонент поступательной скорости действует сквозь наклоненный диск винта и увеличивает скорость протекания. Просуммируем изменения скоростей протекания потока сквозь диск и углов конусности.

Условия полета	Скорость протекания сквозь диск	Нагрузка	a_0
Висение	Большая (индуктив- ная)	Ближе к концам лопастей	Большой (9°)
Минимальная мощность	Малая (малая индук- тивная, малая парази- тальная)	Ближе к оси вра- щения	Меньше (8°)
Большая скорость	Большая (паразит- ная)	Ближе к концам лопастей	Большой (9°)

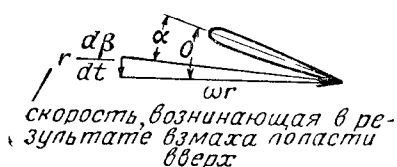
Угол a_1 наклона несущего винта назад. Рассмотрим поступательный полет при условии, что инерционные силы лопастей отсутствуют и не влияют на характер махового движения. Как показано на фиг. VI. 23, лопасть, находясь вдоль фюзеляжа по направлению к хвосту, не получает прибавки скорости за счет набегающего потока. По мере вращения лопасть начинает встречать



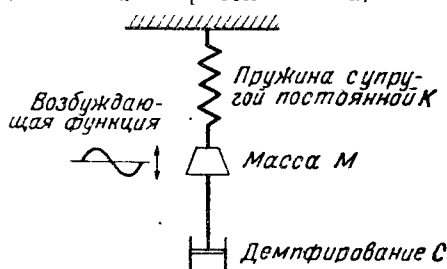
- Фиг VI 23 Влияние скорости полета на распределение скоростей на лопасти, движущейся по азимуту.

набегающий поток передней кромкой, скорость обтекания лопасти возрастает и, следовательно, возрастает подъемная сила. Как только лопасть получила прирост подъемной силы, она сразу начинает подниматься вверх. При взмахе угол притекания потока к лопасти уменьшается, следовательно, уменьшается и подъемная сила (фиг. VI. 24). При отсутствии инерционных сил лопасть должна всегда находиться в состоянии равновесия, т. е. несбалансированные силы должны отсутствовать. Тогда скорость взмаха должна иметь такую величину, чтобы уменьшать угол атаки ровно настолько, сколько требуется, чтобы сохранить величину подъемной силы постоянной. Значит, скорость взмаха должна достигать максимума на $\psi = 90^\circ$. Двигаясь по окружности, лопасть будет иметь последовательно скорости на $\psi = 0^\circ$ — нуль, на $\psi = 90^\circ$ — максимальная вверх, на $\psi = 180^\circ$ — нуль, на $\psi = 270^\circ$ — максимальная вниз и на $\psi = 360^\circ$ — снова нуль. Следовательно, диск несущего винта будет поднят вверх в передней части и опущен вниз в задней части, т. е. туюлан наклонен назад на величину a_1 .

При только что рассмотренном движении лопасти предполагалось, что инерционные силы отсутствуют. Для выяснения влияния массы лопасти и демпфирования воздушных сил на a_1 необходимо рассмотреть лопасть как динамическую систему. Машущая лопасть механически эквивалентна системе с одной степенью свободы и некоторой степенью демпфирования, вынужденной колебаться под воздействием синусоидально изменяющейся силы. Механическая система, эквивалентная машущей лопасти, показана на фиг. VI. 25. Масса M представляет собой лопасть, восстанавливающая равновесное положение пружина — центробежную силу лопасти, вынужденные колебания создаются воздушными надувками, и демпфирование осуществляется с помощью воздушного демпфера, причем величина демпфирования пропорциональна скорости взмаха.



Фиг. VI. 24. Влияние махового движения лопасти на угол атаки элемента лопасти.



Фиг. VI. 25. Механическая аналогия лопасти, совершающей маховое движение.

Для представленной системы фаза смещения силы зависит от частоты вынужденных колебаний (фиг. VI. 26). На этом графике Ω_n — собственная частота колебаний системы; Ω — частота вынужденных колебаний; Φ — фазовый угол между максимумом приложенной силы и максимумом смещения (т. е. угол, на который сила опережает смещение); $\frac{C}{C_c}$ — отношение действительного демпфирования к критическому демпфированию, т. е. к такому, которое позволяет смещенной от состояния равновесия массе возвратиться в равновесное положение без проскакивания его.

Из фиг. VI. 26 видно, что величина фазы смещения силы при каком-либо значении отношения $\frac{\Omega}{\Omega_n}$ является функцией величины демпфирования во всех случаях, кроме того случая, когда возмущающая сила прикладывается с частотой, равной собственной частоте системы. Когда возмущающая сила действует с частотой, равной собственной частоте системы, фазовый угол равен 90° и не зависит от величины демпфирования.

Собственную частоту колебаний шарнирно прикрепленной лопасти можно определить общим уравнением угловых колебаний

$$\Omega_n = \sqrt{\frac{K}{J}} \text{ рад/сек} \quad (\text{VI. 15})$$

или

$$\Omega_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{K}{J}} \text{ циклов/сек,} \quad (\text{VI. 16})$$

где K — постоянная пружины; J — момент инерции.

Рассматривая несущий винт с ГШ на оси вращения (фиг. VI. 2), вычисляем восстанавливающий момент лопасти от центробежных сил

$$M_{ц.б} = \int_0^R \omega^2 r \beta m dr = m\omega^2 \beta \frac{R^3}{3} = M\omega^2 \beta \frac{R^2}{3}. \quad (\text{VI. 17})$$

Постоянная пружины K дается как

$$M_{ц.б} = K\beta,$$

где

$$K = M\omega^2 \frac{R^2}{3}. \quad (\text{VI. 18})$$

Также $J = M \frac{R^2}{3}$, так что собственная частота шарнирно подвешенной лопасти

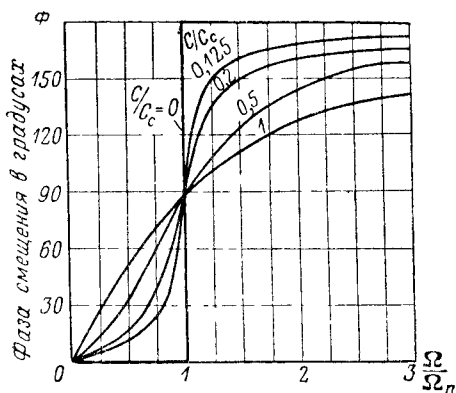
$$\Omega_n = \sqrt{\frac{K}{J}} = \sqrt{\omega^2} = \omega \text{ рад/сек.} \quad (\text{VI. 19})$$

Таким образом, для лопасти, имеющей ГШ на оси вращения, собственная частота равна оборотам (это положение немного изменится, если ГШ не лежит на оси вращения или если ГШ расположен не под прямым углом к оси вала, т. е. при совершенной лопастью махового движения одновременно происходит изменение угла установки). Когда ГШ расположен на расстоянии $l_{ГШ}$ от оси вращения, то собственная частота определяется формулой

$$\Omega_n = \omega \sqrt{1 + \frac{3}{2} \frac{l_{ГШ}}{R}}. \quad (\text{VI. 19a})$$

Так как возмущающая сила имеет частоту, равную оборотам, то $\frac{\Omega}{\Omega_n} = 1$, фаза смещения равна 90° и не зависит от величины демпфирования. Отношение $\frac{K}{J}$ также независимо от массы лопасти, следовательно, для

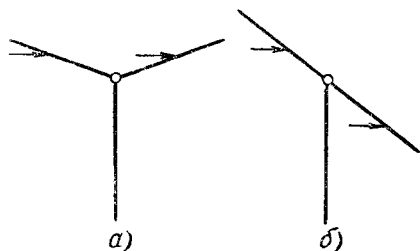
простого несущего винта ни масса лопасти, ни величина демпфи-



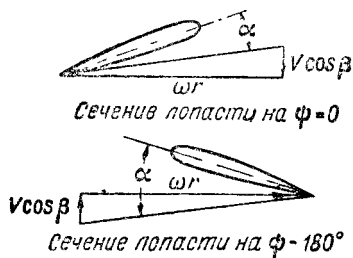
Фиг. VI. 26 Соотношения между фазой смещения возбуждающей силы и собственной частотой для систем с различной степенью демпфирования.

рования не влияют на величину фазового угла, который в рассматриваемом случае равен 90° . Таким образом, ранее полученные результаты (при рассмотрении движения лопасти без учета инерционных сил и демпфирования) не меняются при переходе к действительным условиям работы лопасти. Мы имеем максимальный взмах на $\psi = 180^\circ$, минимальный взмах на $\psi = 0$.

Боковой наклон тюльпана b_1 . Для несущего винта, имеющего тюльпан, как показано на фиг. VI. 27, а, в результате воздействия набегающего потока лопасть, находящаяся в передней части диска, имеет угол атаки, отличный от угла атаки лопасти, находящейся в задней части диска.



Фиг VI 27



Фиг. VI. 28. Влияние угла конусности на угол атаки сечения лопасти.

При отсутствии угла конусности (фиг. VI. 27, б) влияние набегающего потока одинаково для обеих лопастей. У несущего винта, имеющего тюльпан, при наличии поступательной скорости возникают периодические воздушные силы. Как ясно из фиг. VI. 28, эти силы достигают максимума при $\psi = 180^\circ$, т. е. в передней части диска винта, и минимума при $\psi = 0$, т. е. в задней части диска. Таким образом, на несущий винт, кроме силы, максимум которой достигается на $\psi = 90^\circ$, воздействует еще другая периодическая сила, и точно так же, как поперечная сила создает наклон тюльпана назад на угол a_1 (фаза смещения равна 90°), так продольная сила создает наклон тюльпана несущего винта вбок на угол b_1 . Максимум взмаха от продольной силы получается при $\psi = 270^\circ$, а минимум при $\psi = 90^\circ$. Таким образом, движение лопастей с наклоном тюльпана на угол b_1 является результатом наличия угла конусности.

В модели несущего винта, работающей в аэродинамической трубе (фиг. VI. 12) при вертикальном расположении оси управления, тюльпан будет отклонен назад на a_1 и вбок на b_1 .

Необходимо отметить, что величина наклона вбок в большой степени зависит от изменения протекания потока сквозь диск винта, особенно если эти изменения идут с передней части диска по направлению к задней. При рассмотрении характеристик полета вперед обычно принимается допущение, что индуктивный поток равномерен по всему диску. Это допущение приемлемо для большин-

ства случаев. Однако при малых скоростях полета вперед, когда индуктивные скорости все еще велики, воздух, проходя вдоль диска, отклоняется вниз, что приводит к увеличению скорости протекания в задней части диска винта. Разница в углах атаки лопастей в передней и задней частях диска, являющаяся следствием конусности, под действием изменения скорости протекания еще более увеличивается, что приводит к возрастанию b_1 . Неравномерность потока сквозь диск винта возрастает от нуля на висении до максимума при небольшой скорости полета вперед, затем при увеличении скорости полета неравномерность снова постепенно уменьшается. На больших скоростях полета поток сквозь несущий винт снова почти равномерный, поскольку большая часть потока протекает сквозь наклоненный диск.

Высшие гармоники. Высшие гармоники a_2, b_2, a_3, b_3 и т. д. можно рассматривать как колебания лопасти относительно конической поверхности, образованной лопастями, движущимися по закону первой гармоники. Причины, вызывающие гармонические колебания лопасти высшего порядка, нельзя объяснить так просто, как это сделано для коэффициентов a_0, a_1 и b_1 . Здесь достаточно указать, что имеются силы, вызывающие колебательные движения высших порядков. Наиболее очевидным источником является отсутствие симметрии потока сквозь несущий винт. На той стороне диска, где лопасти идут по направлению к хвосту, имеется зона обратного обтекания, которой нет на противоположной стороне диска. Такое положение является причиной возникновения колебаний более высокого порядка.

Другой источник высших гармоник махового движения лежит в самих силах, действие которых было рассмотрено при изучении возникновения движения по законам $a_1 \cos \psi$ и $b_1 \sin \psi$. Было показано, что лопасть должна совершать маховое движение, чтобы сгладить колебания аэродинамических сил, возникающие от периодического изменения скорости обтекания. Чтобы сохранить постоянство подъемной силы на лопасти, необходимо иметь произведение угла атаки на квадрат скорости неизменным. Следовательно, для поддержания постоянства подъемной силы лопасть должна иметь скорость взмаха, пропорциональную не $\sin \psi$, а $\sin^2 \psi$. Таким образом, лопасть, двигающаяся по закону первой гармоники, все же имеет неуравновешенную силу, которая и вызывает колебания лопасти более высокого порядка.

Высшие гармоники не имеют большого значения при рассмотрении вопросов управляемости и характеристик несущего винта, но весьма важны при изучении вибраций и напряжений на лопастях.

Влияние массы лопасти на маховое движение
Угол конусности a_0 непосредственно зависит от массы лопасти, так как центробежная сила возрастает при увеличении массы. Несущий винт, по определению, является системой, в которой массовые силы находятся в равновесии с восстанавливающими силами, а внешние силы — с демпфирующими силами. Как уже было показано, в этом случае продольный наклон тюльпана не зависит непосредственно от

ассы лопасти, так как возбуждающая сила действует на систему резонанс.

Боковой наклон тюльпана также включает резонанс системы и этом отношении не зависит от массы лопасти. Однако силы, возбуждающие это движение, как уже было показано, зависят от угла конусности a_0 , который, в свою очередь, зависит от массы лопасти. Амплитуда любой колеблющейся системы, находящейся в резонансе и имеющей демпфирование, пропорциональна величине возбуждения. Поэтому, например, при возрастании массы до бесконечности угол конусности уменьшается до нуля и, следовательно, b_1 также уменьшается до нуля, так как возбуждающая сила превращается в нуль.

Колебания высших гармоник не являются резонансными колебаниями, а представляют собой скорее вынужденные колебания выше резонанса, где возбуждающей силе почти полностью противостоят инерционные силы. Поэтому амплитуды колебаний, возникающих от воздействия возбуждающих сил, имеющих более высокие частоты, обратно пропорциональны массе лопастей и уменьшаются до нуля при возрастании массы до бесконечности.

Несущий винт, имеющий тяжелые лопасти, имеет почти чистое вращение по закону $a_1 \cos \psi$. Угол конусности, боковой наклон тюльпана и маховое движение высших гармоник возрастают при уменьшении более легких лопастей.

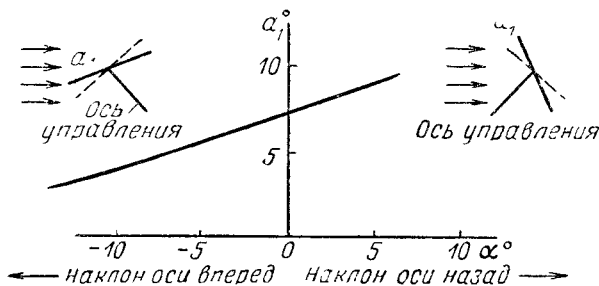
Управление несущим винтом при полете вперед

В предыдущих разделах рассматривалось поведение несущего винта, когда ось его управления была зафиксирована (в таком положении, что изменение углов установки лопастей при их вращении отсутствовало) и скорость потока вокруг несущего винта возрастала (как для модели в аэродинамической трубе). Было показано, что плоскость концов лопастей по отношению к оси управления отклоняется назад и вбок. Было также указано, что равнодействующая сил несущего винта направлена приблизительно перпендикулярно плоскости концов лопастей.

Управление вертолетом при любых условиях полета заключается в соответствующей ориентации вектора тяги несущего винта и, следовательно, плоскости концов лопастей в пространстве. Выше, при рассмотрении действия управления на режиме висения, было показано, что плоскость концов лопастей перпендикулярна оси управления и остается в таком состоянии, какое бы положение в пространстве ни занимала ось управления. Управление при полете вперед осуществляется по тем же принципам, за исключением того, что угол поворота плоскости концов лопастей не совсем точно соответствует углу поворота оси управления. На фиг. VI. 29 показана тенденция изменения наклона тюльпана несущего винта назад при отклонении оси управления. Как видно из графика, по мере наклона оси управления вперед отклонение плоскости концов назад относительно оси управления уменьшается. Плоскость концов лопастей

наклоняется вперед и назад быстрее, чем отклоняется в том же направлении ось управления. Это показывает на неустойчивость несущего винта по углу атаки и имеет важное значение для устойчивости вертолета в целом (см. главу X). Важно отметить, что единственная разница между действием управления на висении и при полете вперед заключается в том, что управление становится более чувствительным по мере нарастания скорости.

Так как положение оси управления в пространстве является основным фактором, определяющим действие управления вертолетом, то необходимо решить механическую проблему, как наилучшим образом обеспечить требуемый наклон оси управления. На



Фиг. VI. 29. Изменение продольного наклона тьюлпана при продольном наклоне оси управления.

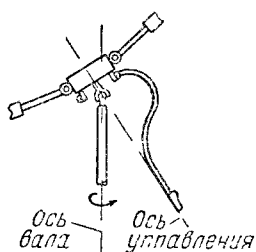
автожирах, имевших так называемое *непосредственное управление*, ось управления устанавливалась в желаемом направлении путем наклона оси вала несущего винта и втулки относительно фюзеляжа. На вертолетах, где через вал передается мощность на несущий винт, наклон самого вала представляет необычайно сложную техническую задачу. Были найдены другие решения, два из которых получили распространение.

1) Втулка несущего винта наклоняется относительно вала, как показано на фиг. VI. 30. При этом способе вал разъединяется от оси управления и осью управления становится ось втулки.

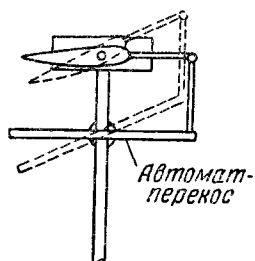
2) Втулка остается закрепленной на валу, предусматривается устройство, обеспечивающее циклическое изменение угла установки лопастей (относительно втулки). Такая система показана на фиг. VI. 31. Система состоит из лопастей, прикрепленных к втулке с помощью шарниров так, что они могут совершать маховое движение и изменять свой угол установки. Лопастки удерживаются на определенном угле установки с помощью тяг, связывающих их со специальным устройством, получившим название автомата-перекоса. Если передаточное число от АП на лопасти равно 1 : 1, то угол установки лопастей относительно плоскости АП всегда будет постоянен. АП представляет собой один из способов наклона оси управления.

Теперь остановимся на основных качествах лопастей, могущих совершать движения относительно ГШ и ОШ (осевой шарнир).

Рассмотрим простой несущий винт с машущими лопастями в горизонтальном полете (фиг. VI. 32). Ось управления расположена вертикально, а плоскость концов лопастей отклонена назад на угол α_1 (рассматриваемый несущий винт имеет бесконечно тяжелые лопасти, поэтому имеется только продольный наклон тюльпана). Наблюда-

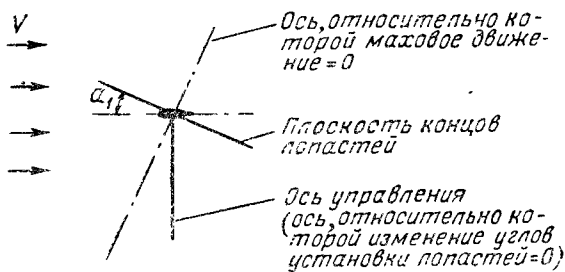


Фиг. VI. 30 Управление наклоном оси втулки.



Фиг. VI. 31. Управление с помощью автомата-перекоса.

тель, находящийся на оси управления и вращающийся вместе с лопастями, увидит, что лопасти совершают маховое движение один цикл за оборот, но они не изменяют угла установки. В то же самое время другой наблюдатель, находящийся на конце лопасти (в плоскости концов лопастей) и вращающийся вместе с нею, увидит, что лопасти вовсе не совершают махового движения, но изменяют углы установки один раз за оборот до максимума и один раз до минимума. Угол установки делается малым на стороне лопасти, идущей вперед, и большим на стороне лопасти, идущей назад.

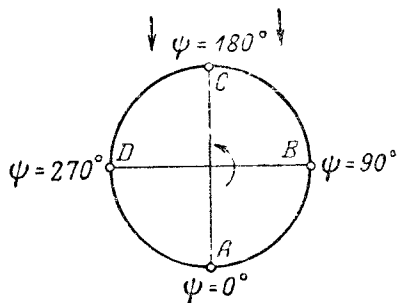


Фиг. VI. 32 Машущий несущий винт при полете вперед.

Из фиг. VI. 33 видно, что поворот лопасти в ОШ по отношению к плоскости концов лопастей равен в градусах величине махового движения лопасти по отношению к оси управления. Поэтому величина отклонения лопасти (от среднего положения) в передней и задней частях диска (α_1) по отношению к оси управления равна поперечному повороту в ОШ по отношению к оси, перпендикулярной плоскости концов лопастей. Ось управления — это ось, отно-

сительно которой не изменяются углы установки лопасти; ось перпендикулярная плоскости концов лопастей,— это ось, относительно которой не совершается махового движения (кроме движения высших гармоник).

Обычный вертолет весьма сложен с точки зрения движения, совершаемого лопастью, так как относительно вала винта имеют место оба вида движения — маховое и вращение лопасти относительно ее продольной оси. Если, однако, рассматривать поворот лопасти относительно ОШ прогса как средство наклона оси управления на заданный угол, то система упрощается до та-



Фиг. VI 33. Положение лопасти относительно оси управления и плоскости концов лопастей.

Точка	Относительно оси управления	Относительно плоскости концов лопастей
A	Наинизшее положение лопасти	Угол поворота лопасти в ОШ равен нулю
B	Взмах равен нулю	Угол поворота лопасти в ОШ максимально отрицательный
C	Наивысшее положение лопасти	Угол поворота лопасти в ОШ равен нулю
D	Взмах равен нулю	Угол поворота лопасти в ОШ максимально положительный

кой, у которой существует только чисто маховое движение относительно этой оси управления.

Выведем геометрические соотношения, которые дадут возможность переходить от осей координат к оси управления, к оси плоскости концов лопастей или к промежуточной оси вала.

Если движение лопасти относительно оси управления определяется уравнением

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi, \quad (\text{VI. 20})$$

поворот лопасти в ОШ относительно плоскости концов лопастей выражается уравнением

$$\theta = A_0 - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi - A_2 \cos 2\psi - B_2 \sin 2\psi \quad (\text{VI. 20a})$$

и если обозначить маховое движение и вращение лопасти в ОШ относительно вала винта индексом s , то, пользуясь фиг. VI. 34, напишем соотношения:

$$\alpha_{0,y} = \alpha_s - B_{1s}; \quad (VI. 21)$$

$$A_0 = A_{0s}; \quad (VI. 22)$$

$$a_0 = a_{0s}; \quad (VI. 23)$$

$$a_1 = a_{1s} + B_{1s}; \quad (VI. 24)$$

$$b_1 = b_{1s} - A_{1s}, \quad (VI. 25)$$

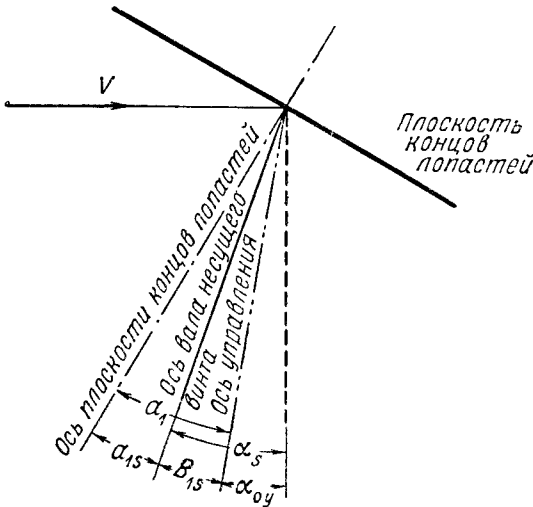
где $\alpha_{0,y}$ – угол между перпендикуляром к оси управления и направлением набегающего потока. Также

$$a_2 = a_{2s}; \quad (VI. 26)$$

$$b_2 = b_{2s} \quad (VI. 27)$$

и т. д.

Еще одно замечание существенно с точки зрения понимания работы управления вертолетом. Для вертолета с определенным весом



Фиг. VI. 34. Соотношение между маховыми движениями лопасти и ее вращением в осевом шарнире.

и вредным сопротивлением, движущегося с определенной скоростью, вектор равнодействующей силы несущего винта будет определен в пространстве (фиг. VI. 35). Так как вектор равнодействующей перпендикулярен плоскости концов лопастей, то, следовательно, и плоскость концов лопастей будет определена в пространстве. Ниже, при выводе уравнений для полета вперед, будет показано, что для определенных условий работы: данной тяги, скорости, вредного сопротивления и оборотов маховое движение лопастей несущего винта полностью определено. Ось управления

определена относительно плоскости концов лопастей. В итоге при данных условиях ориентированы в пространстве: вектор равнодействующей силы несущего винта, плоскость концов лопастей и ось управления. Тождества, данные

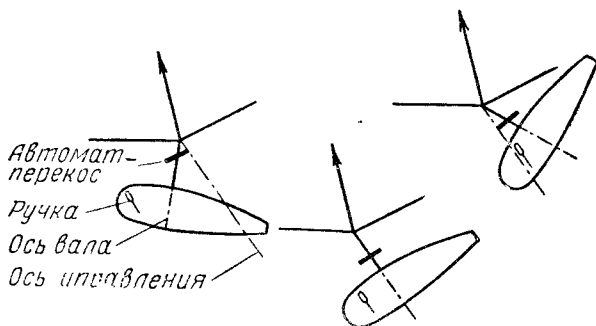
уравнениями (VI. 21) – (VI. 27), показывают, что данное отклонение оси управления можно получить при различных значениях угла вала и управления углом установки лопастей. Если предположить, что угол наклона фюзеляжа не влияет на продольный момент, подъемную силу и вредное сопротивление, то окажется,



Фиг. VI. 35. Факторы, которые для данного вертолета и данных условий полета определены в пространстве.

что три вертолета, показанные на фиг. VI. 36, находятся в одних и тех же условиях полета.

Фактически положение фюзеляжа и оси управления при одной и той же скорости полета может меняться, если происходит изменение положения ц. т. Важно помнить, что комбинация положения фюзеляжа и оси управления влияет на положение несущего винта в пространстве не непосредственно, а через изменение величины



Фиг. VI. 36. Вертолет при одних и тех же условиях полета, но различными комбинациями угла вала и циклического управления.

и направления вектора равнодействующей силы, вызываемое изменением момента, подъемной силы и вредного сопротивления фюзеляжа. Поэтому нельзя ожидать какого-либо положительного результата от различных комбинаций положения фюзеляжа и управления (т. е. различных комбинаций махового движения и изменения установочного угла лопастей).

Колебания лопасти в плоскости вращения

Причины, вызывающие колебания лопасти в плоскости вращения. Периодическое движение лопасти в плоскости вращения возникает от двух причин: периодического из-

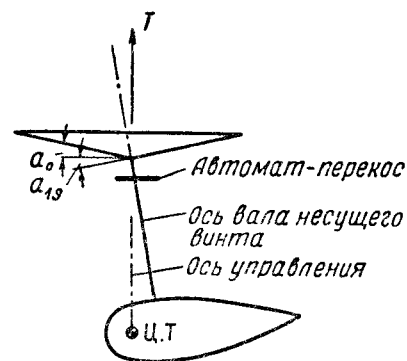
менения аэродинамических сил в плоскости вращения и периодического изменения массовых сил. При полете вперед лопасть, вращаясь, встречает различную скорость набегающего потока, и, следовательно, на нее воздействуют изменяющиеся аэродинамические силы. Эти силы, или, точнее, моменты этих сил, и заставляют лопасть совершать колебательные движения относительно ВШ.

Кроме аэродинамических сил, имеются массовые силы, также вызывающие движение лопасти относительно ВШ. Массовые силы имеются всегда, когда плоскость концов лопастей наклонена относительно оси вращения. Для понимания природы массовых сил рассмотрим работу несущего винта,

имеющего ГШ и управляемого с помощью АП на режиме висения. Условимся дальше, что вал несущего винта на висении имеет некоторый наклон, в то время как ось управления поддерживается вертикальной, благодаря тому что диск АП поддерживается управлением в горизонтальном положении. В отношении оси вала, который вращается с постоянной скоростью, лопасти совершают маховое движение на величину σ_{1s} , в то же время маховое движение лопастей относительно оси управления равно нулю.

На фиг. VI. 37 видно, что центр тяжести передней лопасти находится ближе к оси вала винта, чем центр тяжести задней лопасти. Очевидно, что для сохранения момента количества движения передняя лопасть должна двигаться несколько быстрее своей скорости вращения, а задняя лопасть должна двигаться медленнее. Наблюдатель, следящий за движением лопастей, находясь на валу винта, увидит, что лопасти, вращаясь, одновременно совершают колебательные движения в плоскости вращения.

Наблюдатель, смотрящий на винт сверху вдоль оси управления и вращающийся вместе с ней, не заметит никаких движений лопасти. С его точки зрения нет ни махового движения, ни циклического изменения угла установки, ни движений лопасти в плоскости вращения. Нет ничего необычного в том, что он найдет, что движения в плоскости вращения относительно плоскости концов лопастей нет. Следовательно, существование этого движения в плоскости вращения зависит от выбора осей, относительно которых происходит замер. Относительно оси вала винта лопасти движутся при вращении то друг к другу, то друг от друга, в то время как относительно оси плоскости концов лопастей движения в плоскости вращения не происходит. Попытаемся примирить эти две точки зрения путем определения сил и результирующих движе-



Фиг. VI. 37. Схема висящего вертолета, иллюстрирующая возникновение колебания лопастей в плоскости вращения.

ний относительно одной системы осей и покажем, что полученные результаты сравнимы с движениями, найденными для второй системы осей.

Рассмотрим сперва движение по отношению к оси вала винта. Для этого случая маховое движение относительно оси вала будет

$$\beta_s = a_0 - a_{1s} \cos \psi. \quad (\text{VI. 28})$$

В этом случае лопасти испытывают два периодических крутящих момента, действующих вокруг оси вала.

1) Периодическое изменение крутящего момента возникает благодаря наличию компонента подъемной силы, действующего в плоскости, перпендикулярной оси вала. Величина этого компонента выражается произведением:

$$\text{компонент момента от подъемной силы} = T_1 r_F a_{1s} \sin \psi, \quad (\text{VI. 29})$$

в плоскости, перпендикулярной валу

где T_1 — тяга одной лопасти; r_F — радиус до точки приложения равнодействующей подъемной силы на лопасти; a_{1s} — продольное маховое движение относительно вала.

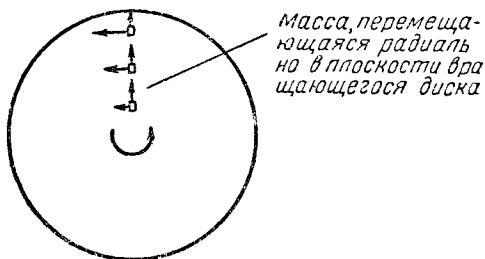
(Положительным крутящий момент считается, когда его действие увеличивает угол отставания.)

2) Периодический крутящий момент от массовых сил возникает вследствие того, что центр тяжести лопасти при совершении махового движения то приближается, то удаляется от оси вращения и, следовательно, периодически изменяется момент инерции лопасти. При отсутствии внешних крутящих моментов система должна иметь постоянное количество движения

$J\omega$, тогда при возрастании J величина ω должна уменьшаться, в результате чего создается периодическое изменение угловой скорости.

Эти силы, возникающие при радиальном перемещении вращающейся массы и направленные под прямым углом к направлению перемещения, называются в механике силами Кориолиса. Их значение в динамике винта весьма велико, поэтому должно быть совершенно ясное представление об их природе.

Силы Кориолиса. Рассмотрим массу, сосредоточенную в одной точке, находящуюся на вращающемся диске и движущуюся в плоскости этого диска от центра к периферии (фиг. VI. 38). Очевидно, что по мере перемещения точки от центра к периферии ее окружная скорость возрастает. Вследствие того что любая масса сопротивляется изменению скорости, с которой она движется, то



Фиг. VI. 38. Возникновение сил Кориолиса

рассматриваемая масса препятствует тангенциальному ускорению, действующему в левую сторону, созданием силы, действующей в правую сторону. Тангенциальное ускорение массы вследствие возрастания тангенциальной скорости выразится уравнением

$$\frac{d(\omega r)}{dt} = \frac{\omega dr}{dt} = \omega V_{\text{рад}}$$

Вторым, менее очевидным источником тангенциального ускорения, вызываемого радиальным перемещением массы, является поворот вектора радиальной скорости этой массы в пространстве. Так как диск вращается, то вектор радиальной скорости непрерывно меняет свое положение в пространстве. Ускорение есть величина изменения скорости в единицу времени, поэтому поворот вектора радиальной скорости должен представлять собой ускорение. Массе снова придается ускорение влево, а она отвечает сопротивлением, направленным направо. Тангенциальное ускорение, возникающее от вращения вектора радиальной скорости, выразится следующим образом:

$$\text{длина вектора} \times \frac{d\theta}{dt},$$

где $d\theta$ — угол изменения направления вектора радиальной скорости в единицу времени dt . Но $\frac{d\theta}{dt} = \omega$, следовательно, ускорение выразится произведением $\omega V_{\text{рад}}$. Таким образом, суммарное ускорение точки, двигающейся радиально во вращающейся плоскости, будет $2\omega V_{\text{рад}}$; сила, действующая на массу, определяется законом $F = ma$, а величина силы Кориолиса — уравнением

$$F_{\text{Кориолиса}} = 2mV_{\text{рад}}\omega. \quad (\text{VI. 30})$$

Суммируем изложенное.

1) Если вращающаяся масса движется одновременно радиально, то она создает тангенциальную силу, величина которой пропорциональна угловой и радиальной скоростям движения этой массы и определяется уравнением (VI. 30).

2) Направление действия силы, вызываемой перемещением массы, противоположно направлению вращения, если масса движется к периферии, и совпадает с направлением вращения, если масса движется к центру.

Теперь можно определить крутящий момент, вызываемый силами Кориолиса и действующий на несущий винт (фиг. VI. 37). Относительно вала винта элемент лопасти движется по направлению к периферии со скоростью:

$$\frac{d(r \cos \beta_s)}{dt} = -r \sin \beta_s \frac{d\beta_s}{dt} = -r\beta_s \dot{\beta}_s. \quad (\text{VI. 31})$$

Так как $\beta_s = \alpha_0 - \alpha_{1s} \cos \psi$ и $\dot{\beta}_s = \alpha_{1s} \omega \sin \psi$, радиальная скорость лопасти определится уравнением

$$V_{\text{рад}} = r\beta_s \dot{\beta}_s = -r\omega \left(\alpha_0 \alpha_{1s} \sin \psi - \frac{\alpha_{1s}^2}{2} \sin 2\psi \right). \quad (\text{VI. 32})$$

Если отбросить член a_{1s}^2 , как малый по сравнению с $a_0 a_{1s}$, то крутящий момент от сил Кориолиса будет

$$M_{\text{Кориолиса}} = - \int_0^R 2r^2 \omega^2 a_0 a_{1s} \sin \psi m dr = \\ = - \frac{2}{3} MR^2 a_0 a_{1s} \omega^2 \sin \psi. \quad (\text{VI. 33})$$

Как уже было установлено для лопасти с равномерным распределением массы,

$$a_0 = \frac{3r_F T_1}{M(\omega R)^2}, \quad (\text{VI. 34})$$

где r_F — расстояние до точки приложения равнодействующей аэродинамической силы.

Тогда выражение для момента от сил Кориолиса примет вид

$$M_{\text{Кориолиса}} = -2T_1 r_F a_{1s} \sin \psi. \quad (\text{VI. 35})$$

Следовательно, момент от сил Кориолиса зависит от тяги лопасти и взмаха a_{1s} , но не зависит от массы лопасти.

Уравнение движения лопасти в плоскости вращения. Выведем уравнения для возбуждающих сил, действующих на лопасть в плоскости вращения, на режиме висения (относительно оси вала). Чтобы определить движение, вызываемое этими силами, необходимо знать массовые и восстанавливающие характеристики системы, откуда силы могут быть получены на основании закона $F = m \cdot a$.

Восстанавливающий момент, действующий на лопасть, выразится так:

$$M_{\text{ц.б}} = -\frac{MR}{2} I_{\text{ВШ}} \omega^2 \xi. \quad (\text{VI. 36})$$

Выражение для движения лопасти в плоскости вращения можно получить приравниванием всех моментов, действующих на лопасть и стремящихся повернуть ее относительно ВШ.

$$M_{\text{возд}} - M_{\text{Кориолиса}} - M_{\text{ц.б}} = J \ddot{\xi}, \quad (\text{VI. 37})$$

где $J \ddot{\xi} = M_{\text{ин}}$ — момент инерционных сил.

Это уравнение показывает, что моменты, действующие на систему, равны моменту инерции лопасти, умноженному на ускорение. Подставляя выражения моментов, получим

$$T_1 r_F a_{1s} \sin \psi - 2T_1 r_F a_{1s} \sin \psi - M I_{\text{ВШ}} \omega^2 \frac{R}{2} \xi = J \ddot{\xi}. \quad (\text{VI. 38})$$

Знаки могут быть определены на основании рассмотрения физики явлений следующим образом. Момент от воздушных сил, как видно на фиг. VI. 37, стремится увеличить угол отставания для движения $+a_1$, т. е. на стороне диска винта, где лопасть идет

перед и $\sin \psi$ имеет положительное значение. При движении лопасти из задней части диска к передней она совершает взмах вверх, следовательно, ее центр тяжести приближается к оси вращения. Согласно рассмотренному выше действию сил Кориолиса масса лопасти получает ускорение в сторону вращения, и, следовательно, возникает момент, стремящийся повернуть лопасть относительно ВШ на уменьшение угла отставания. Так как уравнение выражает момент, действующий против направления вращения или в направлении, которое принято положительным, выражение момента от сил Кориолиса носит отрицательный знак. Восстанавливающие силы всегда оказывают сопротивление движению, создавая силы, действующие в отрицательном направлении.

Комбинируя и преобразовывая, получим

$$J\ddot{\xi} + Ml_{\text{ВШ}}\omega^2 \frac{R}{2} \xi = -T_1 r_F a_{1s} \sin \psi. \quad (\text{VI. 39})$$

Необходимо учесть, что при выводе данного уравнения движения лопасти в плоскости вращения не учитывается влияние демпфирования. Демпфирование возникает от двух причин:

1) от воздушных сил вследствие возрастания лобового сопротивления при ускорении движения лопасти вперед;

2) от сопротивления движению, создаваемому специальным демпфером, установленным у корня лопасти. Если не устанавливаются специально большие демпферы у корня лопасти, то демпфирование имеет небольшое значение и им можно пренебрегать.

Решение уравнения движения типа уравнения (VI. 39) можно получить, если положить $\xi = \xi_0 \sin \Omega t$, где ξ_0 — амплитуда вынужденного движения. Таким образом,

$$-J\Omega^2 \xi_0 + M \frac{R}{2} l_{\text{ВШ}} \omega^2 \xi_0 = -T_1 r_F a_{1s}; \quad (\text{VI. 40})$$

$$\xi_0 = \frac{-T_1 r_F a_{1s}}{\frac{MR}{2} l_{\text{ВШ}} \omega^2 - J\Omega^2}; \quad \Omega = \omega. \quad (\text{VI. 41})$$

При принятом равномерном распределении массы лопасти $\xi_0 = \frac{MR^2}{3}$. Подставляя это выражение и используя уравнение (VI. 34), получим

$$\xi_0 = \frac{\frac{2}{3} a_0 a_{1s}}{\frac{2}{3} - \frac{l_{\text{ВШ}}}{R}}. \quad (\text{VI. 42})$$

Полученный результат имеет определенное физическое значение. Для предельного случая, когда расстояние до ВШ от оси вращения равно нулю, движение лопасти в плоскости вращения выразится уравнением

$$\xi = \xi_0 \sin \psi = a_0 a_{1s} \sin \psi. \quad (\text{VI. 43})$$

Из фиг. VI. 39 следует, что при чисто геометрическом рассмотрении движение в плоскости вращения относительно вала дается уравнением $z = a_0 a_{1s} \sin \psi$, когда лопасти движутся относительно плоскости концов лопастей с постоянной скоростью. Таким образом, для несущего винта с ВШ, расположенными на оси вращения, силы Кориолиса заставляют лопасти двигаться в плоскости их концов с постоянной скоростью. При разносе ВШ движение лопастей в плоскости их концов выразится уравнением

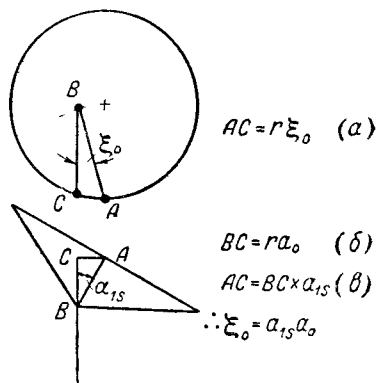
$$\xi_{\text{траект. конц. лопастей}} = a_0 a_{1s} \frac{\frac{3}{2} \frac{l_{\text{ВШ}}}{R}}{1 - \frac{3}{2} \frac{l_{\text{ВШ}}}{R}}. \quad (\text{VI. 44})$$

Важно отметить, что если маховое движение лопастей является по существу резонансным явлением, движение в плоскости вращения имеет для обычного разноса ВШ собственную частоту значительно ниже числа оборотов. Собственная частота колебания лопастей относительно ВШ, когда восстанавливающие силы находятся в равновесии с инерционными силами, может быть найдена приравниванием нулю возмущающего момента, даваемого уравнением (VI. 40), и решением его относительно частоты. Для равномерного распределения массы по лопасти получим

$$-J\Omega_n^2 = \frac{MR}{2} l_{\text{ВШ}} \omega^2$$

и

$$\Omega_n = \omega \sqrt{\frac{3}{2} \frac{l_{\text{ВШ}}}{R}}. \quad (\text{VI. 45})$$

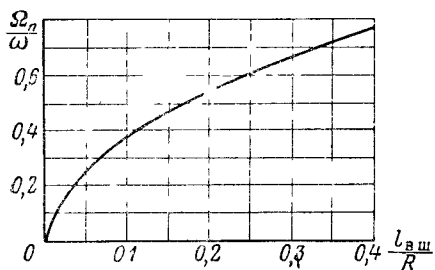


Фиг. VI 39. Геометрическое изображение движения лопасти относительно ВШ.

Неравномерное распределение массы имеет незначительное влияние на полученный результат. Лопасть, имеющая вес погонной длины, у корня вдвое тяжелее, чем у конца, отличается по собственной частоте от лопасти с равномерным распределением массы менее чем на 5%. Для обычного выноса ВШ собственная частота колебаний лопасти в плоскости вращения приблизительно в три-четыре раза меньше числа оборотов. Зависимость собственной частоты колебаний лопасти в плоскости вращения от величины выноса ВШ для лопасти, имеющей равномерное распределение массы по радиусу, изображена на фиг. VI. 40.

Движение лопасти относительно ВШ при горизонтальном полете. В предыдущих разделах было показано, что при висении колебания лопастей в плоскости вращения полностью зависят от махового движения, совершаемого лопастями

относительно оси вала винта. Если такое маховое движение отсутствует, то нет и колебания лопастей в плоскости вращения. При полете вперед возникает периодическое изменение лобового сопротивления лопасти, создающее момент относительно ВШ. Это возбуждение и получающиеся в результате колебания лопасти зависят от условий полета, но не зависят от сочетания махового движения и вращения лопасти в осевом шарнире, которое используется для определения оси управления. Маховое движение относительно вала винта может быть положительное или отрицательное в зависимости от положения ц. т. и угла атаки оперения. Вследствие того что колебание лопастей в плоскости вращения является суммой движе-



Фиг. VI.40. Изменение собственной частоты колебаний лопасти вокруг ВШ в зависимости от выноса ВШ.

ний, вызываемых воздушными силами и силами Кориолиса, результирующие колебания могут изменяться по амплитуде и фазе при изменении сил Кориолиса, зависящих от положения вала винта. Можно, например, избежать первой гармоники колебания лопастей в плоскости вращения при полете вперед путем придания валу несущего винта соответствующего положения, при котором моменты от сил Кориолиса будут компенсировать моменты от воздушных сил.

Практически для вертолетов колебания лопастей в плоскости вращения весьма невелики и выражаются величиной $1/2-2^\circ$.

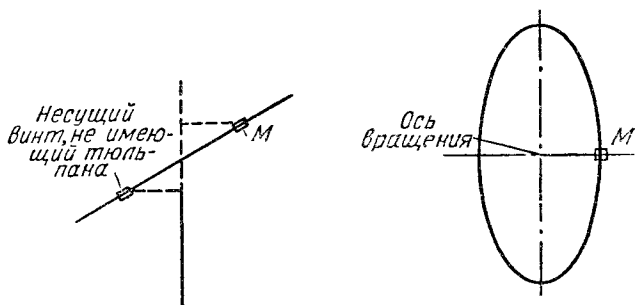
Угол отставания лопасти изменяется при различных условиях полета на большую величину. Угол отставания при полете на полной мощности достигает $+10^\circ$, а при полете на режиме самовращения -1° .

Высшие гармоники колебания лопастей в плоскости вращения. Колебания лопастей в плоскости вращения, так же как и маховое движение, имеют не только первую гармонику. Высшие гармоники колебаний лопастей в плоскости вращения имеют небольшие амплитуды (они не рассматривались при изучении движения лопастей относительно ВШ), но они имеют важное значение как источник вибраций. Влияние высших гармоник колебаний лопастей в плоскости вращения на вибрации рассмотрено в главе XI. Здесь мы только кратко остановимся на физических причинах возникновения этих колебаний.

Вторая гармоника возникает на режиме висения, если имеется движение a_{1s} . Из фиг. VI.41 видно, что благодаря движению a_{1s} лопасть дважды за оборот то приближается к оси вращения, то удаляется. В уравнении (VI.43) показано, что движение первой гармоники пропорционально произведению $a_0 a_{1s}$. Из уравнения (VI.32) следует, что если $a_0 = 0$, то существует только вторая гар-

моника движения в плоскости вращения, амплитуда которой $\frac{1}{2}a_{1s}^2$.

Движение второй гармоники имеет место также при полете вперед, когда оно возникает как следствие воздействия аэродинамических сил, величина которых также изменяется по закону второй гармоники.



Фиг. VI 41 Источник второй гармоники колебаний лопасти в плоскости вращения на режиме висения.

Движение третьей гармоники зависит от второй гармоники махового движения, поскольку рассматриваются импульсы сил Кориолиса, и от третьей гармоники аэродинамических сил. Вышие гармоники движения в плоскости вращения важны при рассмотрении усталостных напряжений и вибраций несущего винта. Их влияние на скорости и аэродинамические силы, воздействующие на лопасть, мало и может не приниматься во внимание.

Глава VII

АЭРОДИНАМИКА НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ ПОЛЕТЕ ВПЕРЕД¹

Основой аэродинамики несущего винта при полете вперед являются работы Глауэрта, содержащие значительное количество упрощающих допущений, которые пришлось ввести ввиду исключительной математической сложности уравнений несущего винта при таком полете. В общей форме анализ работы несущего винта при полете вперед крайне сложен вследствие большого числа степеней свободы лопасти и изменения скоростей и сил по диску. По мере развития теории и создания летающих винтокрылых аппаратов некоторые из допущений, содержащихся в работах Глауэрта, изучались и заменялись более точными положениями. Локк, Зиссинг и Уитли среди прочих сделали ряд существенных дополнений в теорию несущего винта при полете вперед. Другие исследователи (особенно Бейли) проделали работу по упрощению выполненных ранее работ и придали им форму, удобную для практического инженерного применения.

В данной книге не рассматриваются ни чрезвычайно упрощенная теория Глауэрта, ни весь комплекс последних достижений с мельчайшими уточнениями и деталями. Вместо этого на базе некоторых упрощающих допущений выведены уравнения, необходимые для определения сил и моментов, действующих на несущие винты. Излишние математические выкладки опущены везде, где это не вредит пониманию вопроса. Каждое допущение оговорено и разобрано в ходе изучения материала. После рассмотрения основной теории разобраны некоторые уточнения.

Определение осей

Прежде всего произведем точное определение осей, относительно которых будут рассматриваться движение лопастей несущего винта скорости потока при полете вперед. Различные авторы давали

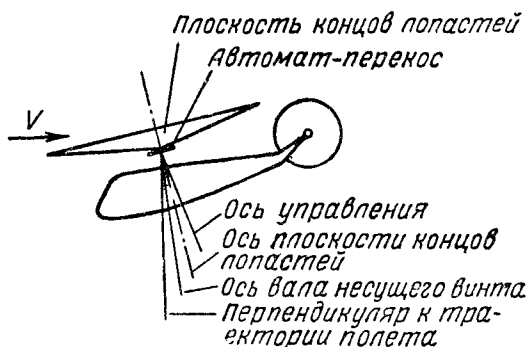
¹ Термин «полет вперед» представляется нам наиболее точно отражающим существо вопроса (и в то же время кратким). Этот термин охватывает все случаи практически осуществляемых на вертолетах полетов с косою обдувкой несущего винта. Исключением являются мало применяемые полеты вбок и назад. Горизонтальный полет является частным случаем полета вперед (*Примечание*)

различные системы осей. При дальнейшем изложении материала будет применяться система осей, приведенная на фиг. VII. 1.

1. Ось управления или ось при вращении лопастей, относительно которой не происходит их поворота в осевом шарнире. Ось управления — это физическая ось несущего винта с лопастями, не поворачивающимися относительно их продольной оси, но могущими совершать маховое движение.

2. Ось тюльпана, или ось траектории концов лопастей, или ось, относительно которой отсутствует маховое движение. Как указано в гл. VI, лопасти при движении относительно этой оси периодически изменяют угол установки, но не совершают махового движения. Величина изменения угла установки относительно оси тюльпана равна величине махового движения относительно оси управления.

3. Ось вала винта. Как уже указывалось в предыдущей главе, ось вала винта не совпадает ни с осью управления, ни с осью тюльпана. Обычные вертолеты имеют несущий винт с креплением лопастей, позволяющим совершать им маховое движение и циклическое изменение угла установки. В полете ось вала несущего винта располагается в пространстве в соответствии с весом и моментными характеристиками фюзеляжа. Фюзеляж ведет себя как маятник, висящий в аэродинамической трубе, он отклоняется назад, пока момент лобового сопротивления не будет равен моменту от веса. Ось управления располагается в пространстве так, как необходимо с помощью наклона плоскости АП (относительно оси вала винта).



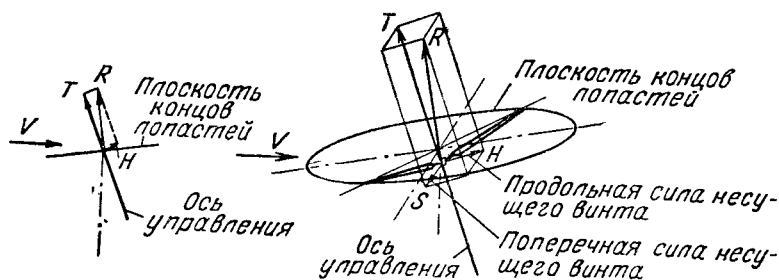
Фиг VII 1 Применяемая в тексте система осей

Проблема изучения работы несущего винта при полете вперед сводится к определению величины скорости и направления воздушного потока у каждого элемента лопасти, с тем чтобы определить силы, действующие на различные части лопасти, а потом и на лопасть в целом. Какой системой осей следует воспользоваться при изучении этого вопроса? Если воспользоваться осью управления, угол установки элемента лопасти при его перемещении по азимуту останется неизменным, а угол, под которым лопасть встречает поток, будет зависеть от скорости взмаха и опускания лопасти. Если воспользоваться осью тюльпана, то изменения угла атаки от махового движения не будет, так как отсутствует само маховое движение (за исключением высших гармоник), зато будет иметься периодическое изменение угла установки лопасти. Если воспользоваться осью вала винта, то будут иметь место оба типа движения:

аховое и циклическое изменение угла установки. Результаты анализа не будут зависеть от выбранных осей отсчета. Они все геометрически сравнимы.

Для большинства случаев использование оси вала в качестве оси отсчета приводит к излишним усложнениям, так как необходимо рассматривать оба типа движения. Поэтому более удобно использовать либо ось управления, либо ось тюльпана. Все анализы в этой книге производятся относительно оси управления — оси, относительно которой нет изменения угла установки. Это удобно потому, что большинство работ НАСА выполнено на этой основе.

Выбрав ось отсчета, определим составляющие равнодействующей силы несущего винта. Далее будет показано (и экспериментальными



Фиг. VII. 2. Составляющие результирующей силы несущего винта.

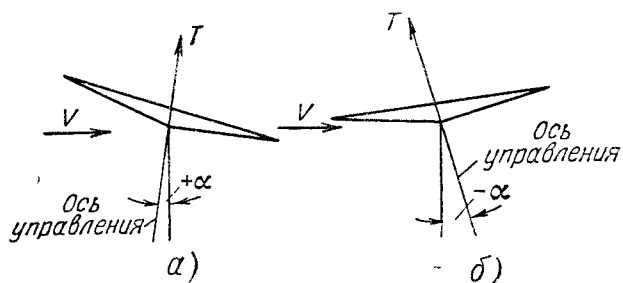
ными подтверждено), что вектор равнодействующей силы несущего винта остается приблизительно перпендикулярным плоскости траектории концов лопастей даже в горизонтальном полете. Более точно для обычных несущих винтов равнодействующая сила в общем слегка наклонена назад (относительно траектории концов лопастей) обычно меньше, чем на 1° . Ось управления при нормальном полете вертолета отклоняется вбок от оси траектории концов лопастей; с увеличением скорости полета наклон увеличивается. Для временных вертолетов угол наклона оси управления вбок составляет менее 5° . Составляющие равнодействующей аэродинамической силы несущего винта по оси управления и двум перпендикулярным осям показаны на фиг. VII. 2. Тяга винта — как составляющая по оси управления; продольная сила H направлена назад перпендикулярно оси управления; поперечная сила S направлена перпендикулярно двум предыдущим. Вследствие малости угла между равнодействующей аэродинамической силой и тягой принимается, что тяга по величине равна равнодействующей силе.

Правило знаков для угла атаки несущего винта

Вектор тяги несущего винта вертолета наклонен вперед, чтобы дать составляющую тяги, направленную вперед и необходимую для преодоления лобового сопротивления. Соответственно имеется вектор, направленный вниз, сквозь плоскость, проходящую через траекторию концов лопастей. Поток является результатом наличия

составляющей скорости полета, параллельной оси управления. Плоскость, проходящая через траекторию концов лопастей на автожире, наклонена назад, так как ротор автожира «протаскивается» сквозь воздух, и поток, обеспечивающий самовращение ротора, протекает сквозь диск ротора снизу вверх.

Удобно иметь уравнения, применимые как для несущего винта, работающего на моторном режиме, так и для винта, работающего на режиме самовращения. Формулы для работы несущего винта



Фиг. VII.3. Угол атаки и тяга на режиме самовращения и моторного полета.

a — режим самовращения; *b* — моторный полет

будут выведены на базе условностей, принятых для автожиров, так как наиболее употребительные теории были разработаны применительно к этим целям.

Угол атаки несущего винта α определяется как угол между продолжением оси управления в плоскости симметрии и перпендикуляром к траектории полета и считается положительным, когда ось управления отклонена назад. Для безмоторного полета или полета на режиме самовращения угол α обычно имеет положительное значение, при моторном полете — отрицательное значение (фиг. VII.3).

Из проведенного выше разбора режима висения известно, что для вывода формул, определяющих тягу и крутящий момент несущего винта, необходимо знать величины результирующей скорости и угла атаки каждого элемента лопасти. Поэтому сперва рассмотрим вопросы, связанные с обтеканием элемента лопасти.

Индуктивная скорость и угол атаки несущего винта

Суммарный поток сквозь плоскость, перпендикулярную оси управления, состоит из двух компонентов: компонента скорости горизонтального полета $V \sin \alpha$ и индуктивной скорости v . Удобно выразить поток сквозь эту плоскость в форме безразмерных параметров:

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha + v}{\omega R} \quad (\text{VII. 1})$$

(λ — коэффициент протекания).

Подобным же образом компонент скорости горизонтального полета в плоскости, перпендикулярной оси управления ($V \cos \alpha$), выражается в форме отношения к концевой скорости лопастей — характеристика режима работы несущего винта:

$$\mu = \frac{V \cos \alpha}{\omega R}. \quad (\text{VII. 2})$$

На основании теоремы о количестве движения индуктивную скорость на висении находят из формулы

$$T = (\pi R^2 \rho v) 2v,$$

где v — индуктивная скорость, включающая общий поток сквозь несущий винт при статических условиях полета. Таким же образом индуктивную скорость при горизонтальном полете можно найти из выражения

$$T = (\pi R^2 \rho V') 2v$$

или

$$v = \frac{T}{2\pi R^2 \rho V'}, \quad (\text{VII. 3})$$

где V' — результирующая скорость у несущего винта. Из фиг. VII. 4 можно видеть, что V' — есть суммарный вектор поступательной и индуктивной скоростей. Тогда

$$V' = [(V \sin \alpha - v)^2 + (V \cos \alpha)^2]^{\frac{1}{2}}. \quad (\text{VII. 4})$$

Если уравнения (VII. 1) и (VII. 2) подставить в (VII. 4), получим

$$V' = \omega R (\lambda^2 + \mu^2)^{\frac{1}{2}}. \quad (\text{VII. 5})$$

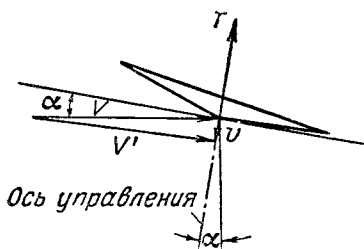
Выражая тягу в виде $T = \frac{1}{2} c_T \pi R^2 \rho (\omega R)^2$ и подставляя это и уравнение (VII. 5) в уравнение (VII. 3), будем иметь

$$v = \frac{\frac{1}{4} c_T \omega R}{(\lambda^2 + \mu^2)^{\frac{1}{2}}}. \quad (\text{VII. 6})$$

Если $V=0$, уравнение (VII. 6) упрощается до вида

$$v = \frac{1}{2} \omega R \sqrt{c_T},$$

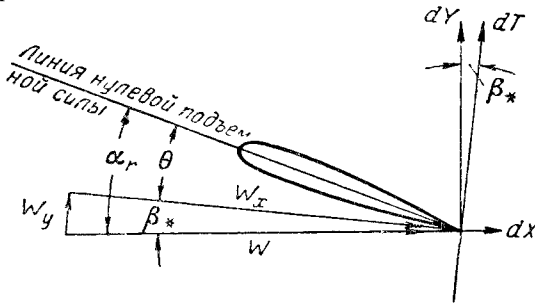
одинакового с выражением, полученным ранее для условий висения при равномерном распределении индуктивной скорости по диску



Фиг VII. 4. Определение результирующей скорости V' у несущего винта

несущего винта. При полете вперед допущение равномерности потока более обосновано, так как поток сквозь диск винта от компонента поступательной скорости $V \sin \alpha$ представляет собой большую часть всего потока сквозь несущий винт и, конечно, является равномерно распределенным по диску.

Можно показать, что индуктивная скорость, выражаемая уравнением (VII. 3), равна индуктивной скорости, создаваемой крылом с эллиптическим распределением подъемной силы (что дает равномерное распределение скоростей в потоке за крылом).



Фиг. VII 5. Скорости, углы и силы на элементе лопасти при полете вперед.

Выражение для угла атаки несущего винта можно получить с помощью уравнений (VII. 1), (VII. 2) и (VII. 6). Решим уравнения (VII. 1) и (VII. 2) относительно $\sin \alpha$ и $\cos \alpha$:

$$\sin \alpha = \frac{\lambda \omega R + v}{V},$$

$$\cos \alpha = \frac{\mu \omega R}{V}.$$

Подставляя уравнение (VII. 6) в выражение для синуса и косинуса и деля одно на другое, получим выражение для угла атаки несущего винта

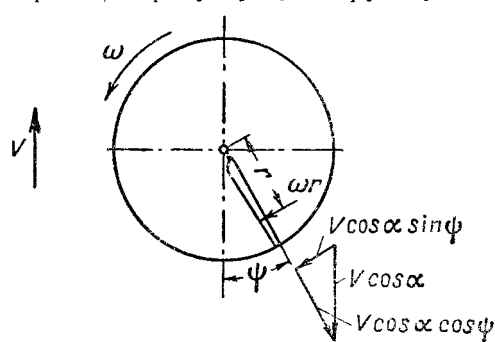
$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\lambda}{\mu} + \frac{\frac{1}{4} c_T}{\mu (\mu^2 + \lambda^2)^{\frac{1}{2}}} \quad (\text{VII. 7})$$

или, учитывая, что α является малым углом,

$$\alpha = \frac{\lambda}{\mu} + \frac{\frac{1}{4} c_T}{\mu (\mu^2 + \lambda^2)^{\frac{1}{2}}}. \quad (\text{VII. 8})$$

Угол атаки элемента лопасти. После определения индуктивной скорости определим другие скорости, образующие результирующую скорость у элемента лопасти. Все эти скорости (фиг. VII. 5, VII. 6 и VII. 7) отнесены к плоскости, перпендикуляр-

ной оси управления, и к оси управления для лопасти, находящейся на азимуте ψ . Кроме индуктивной скорости, складываются еще три скорости, образуя результирующую скорость: скорость полета вперед, скорость вращения и скорость взмаха лопасти.



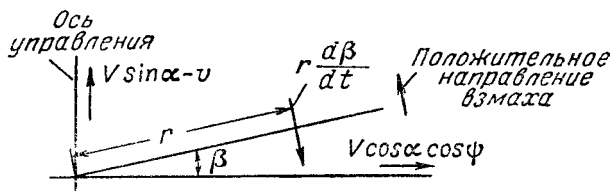
Фиг. VII 6. Компоненты скорости в плоскости, перпендикулярной оси управления.

Картина скоростей у элемента лопасти при полете вперед (фиг. VII. 5) подобна картине скоростей для режима висения. Вектор скорости W_y представляет составляющую результирующей скорости, параллельную оси управления, а вектор W_x — составляющую результирующей скорости, перпендикулярную оси управления. На основании фиг. VII. 5.

В VII. 6 и VII. 7 можно написать следующие соотношения для скоростей у элемента лопасти:

$$\left. \begin{aligned} W_x &= \omega r + V \cos \alpha \sin \psi; \\ W_y &= (V \sin \alpha - v) \cos \beta - r \frac{d\beta}{dt} - V \cos \alpha \cos \psi \sin \beta. \end{aligned} \right\} \text{ (VII. 9)}$$

Радиальным компонентом скорости пренебрегаем, так как он весьма незначительно влияет на подъемную силу и сопротивление элемента лопасти.



Фиг VII 7. Компоненты скорости в плоскости взмаха.

Так как угол β мал (порядка 10°), можно считать, что

$$\cos \beta = 1;$$

$$\sin \beta = \beta.$$

Принимая это допущение и подставляя уравнения (VII 1) и (VII 2) уравнение (VII. 9), получим

$$\left. \begin{aligned} W_x &= \omega r + \mu \omega R \sin \psi; \\ W_y &= \lambda \omega R - r \frac{d\beta}{dt} - \mu \omega R \beta \cos \psi. \end{aligned} \right\} \text{ (VII. 10)}$$

Из фиг. VII. 5 видно, что угол β , также мал, тогда окончательное выражение для угла атаки элемента будет

$$\alpha_r = \theta + \beta_r = \theta + \frac{W_y}{W_x}. \quad (\text{VII. 11})$$

Когда получены выражения для угла атаки и результирующей скорости у произвольного элемента лопасти, можно вывести уравнения для моментов и сил, действующих на весь несущий винт. Для этого необходимо просуммировать силы и моменты, действующие на каждый элемент лопасти по всему радиусу, затем взять осредненные значения этих сил и моментов по всему диску несущего винта и умножить на число лопастей k .

Прежде чем приступить к вычислению сил и моментов несущего винта, необходимо выразить уравнения, определяющие маховое движение и скорость взмаха в известных параметрах. Прежде всего для определения постоянных махового движения необходимо найти выражения тяги несущего винта.

Выражения для тяги несущего винта

На основании теории элемента лопасти дифференциал подъемной силы элемента лопасти выражается формулой

$$dY = \frac{1}{2} \rho W^2 c_y b dr, \quad (\text{VII. 12})$$

где W — результирующая скорость у элемента лопасти. Считается, что коэффициент подъемной силы c_y пропорционален углу атаки (это допущение справедливо в диапазоне линейной зависимости c_y от α). Тогда

$$c_y = a \alpha_r = a \left(\theta + \frac{W_y}{W_x} \right). \quad (\text{VII. 13})$$

Так как β_x мал,

$$\left. \begin{aligned} W &= W_x, \\ dT &= dY. \end{aligned} \right\} \quad (\text{VII. 14})$$

Подставляя уравнения (VII. 13) и (VII. 14) в уравнение (VII. 12), получим новое выражение для дифференциала тяги элемента лопасти

$$dT = \frac{1}{2} \rho a (\theta W_x^2 + W_y W_x) b dr. \quad (\text{VII. 15})$$

Общая тяга, создаваемая несущим винтом, имеющим k лопастей, будет получена в результате интегрирования дифференциала тяги по радиусу лопасти и по азимуту:

$$T = \frac{k}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R dT dr d\psi. \quad (\text{VII. 16})$$

Интегрирование уравнения (VII. 16) можно упростить, если воспользоваться следующими интегралами:

$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sin \psi \, d\psi &= 0; \\ \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \cos \psi \, d\psi &= 0; \\ \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sin^2 \psi \, d\psi &= \frac{1}{2}; \\ \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \cos^2 \psi \, d\psi &= \frac{1}{2}; \\ \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sin \psi \cos \psi \, d\psi &= 0; \\ \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \sin^2 \psi \cos^2 \psi \, d\psi &= \frac{1}{8}. \end{aligned} \right\} \quad (\text{VII. 17})$$

Используя уравнения (VII. 10) и (VII. 17), получим среднее значение W_x^2 и $W_y W_x$ по азимуту:

$$\left. \begin{aligned} W_x^2 &= (\omega r)^2 + \left(\frac{\mu \omega R}{2} \right)^2; \\ W_x W_y &= \omega r (\lambda \omega R) - \omega r \left(r \frac{d\beta}{dt} \right). \end{aligned} \right\} \quad (\text{VII. 18})$$

В уравнении (VII. 23) показано, что среднее значение $\frac{d\beta}{dt}$ по азимуту равно нулю, следовательно,

$$W_x W_y = \omega^2 \lambda R r, \quad (\text{VII. 19})$$

уравнение (VII. 16) принимает вид

$$\begin{aligned} T &= \int_0^R k \frac{1}{2} \rho a \left[\theta \omega^2 \left(r^2 + \frac{\mu^2 R^2}{2} \right) + \omega^2 \lambda R r \right] b \, dr = \\ &= \frac{1}{2} \rho a k b \omega^2 R^3 \left(\frac{\theta}{3} + \frac{\mu^2 \theta}{2} + \frac{\lambda}{2} \right) \end{aligned} \quad (\text{VII. 20})$$

или в форме коэффициентов:

$$c_\tau = a \sigma \left(\frac{\theta}{3} + \frac{1}{2} \mu^2 \theta + \frac{1}{2} \lambda \right). \quad (\text{VII. 21})$$

Заметим, что уравнение (VII. 21) представляет собой выражение коэффициента тяги для прямоугольной незакрученной лопасти, так как при выводе этого уравнения не предполагалось изменение угла установки или хорды по радиусу.

Вычисление коэффициентов махового движения

Маховое движение лопасти повторяется совершенно идентично при каждом обороте несущего винта и поэтому может быть выражено рядом Фурье, в котором независимой переменной является ψ — азимутальный угол лопасти, отсчитывающийся от положения, когда лопасть расположена над хвостом. Ряд Фурье дает выражение для острого угла β , образуемого продольной осью лопасти и плоскостью, перпендикулярной к оси управления, как функции азимутального угла ψ в виде

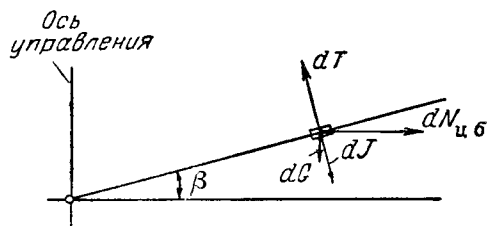
$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi - a_3 \cos 3\psi - b_3 \sin 3\psi. \quad (\text{VII. 22})$$

Экспериментально было установлено, что все гармоники выше второй дают очень малые значения угла. Для упрощения анализа рассмотрим только первую гармонику.

Скорости и ускорения махового движения можно получить дифференцированием уравнения (VII. 22), помня, что $\frac{d\psi}{dt} = \omega = \text{const.}$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\beta} &= \frac{d\beta}{dt} = \omega (a_1 \sin \psi - b_1 \cos \psi); \\ \ddot{\beta} &= \frac{d^2\beta}{dt^2} = \omega^2 (a_1 \cos \psi + b_1 \sin \psi). \end{aligned} \right\} \quad (\text{VII. 23})$$

Выражения для коэффициентов махового движения лопасти можно получить на основании того положения, что сумма моментов относительно ГЦ всех сил, действующих на лопасть, равна нулю. Этими силами являются тяга, вес, центробежная сила и сила инерции (возникающая при маховом движении) лопасти (см. фиг. VII. 8). Возьмем моменты относительно ГЦ:



$$M_T - M_G - M_{N_{ц.б}} - M_J = 0,$$

$$(\text{VII. 24})$$

Фиг VII. 8 Силы, действующие на элемент лопасти.

где M_T , M_G , $M_{N_{ц.б}}$ и M_J — соответственно моменты от сил тяги, веса, центробежной силы, силы инерции. Знак момента инерционных сил отрицательный, так как они действуют вниз, в то время, как ускорение направлено вверх.

В свою очередь, моменты сил веса, центробежной силы и сил инерции могут быть выражены уравнениями

$$M_G = \int_0^R mgr \, dr = mg \frac{R^2}{2}; \quad (\text{VII. 25})$$

$$M_{N_{цб}} = \int_0^R m\omega^2 r(r\beta) \, dr = m\omega^2 \beta \frac{R^3}{3}; \quad (\text{VII. 26})$$

$$M_J = \int_0^R \left(m \frac{d^2\beta}{dt^2} r \right) r \, dr = m \frac{d^2\beta}{dt^2} \frac{R^3}{3}. \quad (\text{VII. 27})$$

Из рассмотрения различных систем осей следует, что если выражения для момента, вызываемого центробежными силами и силами инерции, возникающими при маховом движении, объединить, то результирующий момент будет иметь значение, не зависящее от азимутального угла ψ . Вот доказательство этого положения.

Сложим уравнения (VII. 26) и (VII. 27):

$$M_{N_{цб}} + M_J = m \frac{R^3}{3} \left(\omega^2 \beta + \frac{d^2\beta}{dt^2} \right). \quad (\text{VII. 28})$$

Подставив уравнения (VII. 22) и (VII. 23) в уравнение (VII. 28), получим

$$M_{N_{цб}} + M_J = \frac{mR^3}{3} [\omega^2 (a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi) + \omega^2 (a_1 \cos \psi + b_1 \sin \psi)] = m\omega^2 \frac{R^3}{3} a_0. \quad (\text{VII. 28a})$$

Так как было принято равномерное распределение массы m , то момент инерции $J_{ГШ}$ одной лопасти (относительно ГШ) выразится просто $\frac{mR^3}{3}$. Следовательно,

$$M_{N_{цб}} + M_J = J_{ГШ} \omega^2 a_0. \quad (\text{VII. 29})$$

Теперь из уравнений (VII. 24) и (VII. 29) видно, что момент тяги M_τ не зависит от азимутального угла ψ , так как

$$M_G + M_{N_{цб}} + M_J$$

не меняется по азимуту. Этот результат верен, пока рассматривается только первая гармоника махового движения лопасти.

Подставляя уравнение (VII. 29) в уравнение (VII. 24) и решая относительно a_0 , имеем

$$a_0 = \frac{M_\tau - M_G}{J_{ГШ} \omega^2}. \quad (\text{VII. 30})$$

Момент от силы тяги на каком-либо азимуте определяется уравнением

$$M_r = \int_0^R r \frac{dT}{dr} dr.$$

Подставляя уравнение (VII. 15) в только что приведенное выражение и рассматривая одну лопасть, имеем

$$M_r = \int_0^R \frac{1}{2} \rho ab (\theta W_x^2 + W_y W_x) r dr. \quad (\text{VII. 31})$$

Подставляя значения W_x и W_y из уравнения (VII. 10), получим

$$\begin{aligned} M_r = & \frac{1}{2} \rho ab \omega^2 \int_0^R \left[\left(\theta r^3 + \frac{1}{2} \theta \mu^2 R^2 r + \lambda R r^2 \right) + \right. \\ & + \sin \psi \left(2\mu R r^2 \theta - a_1 \mu \lambda R^2 r + \frac{1}{4} \mu^2 R^2 r a_1 \right) + \\ & \left. + \cos \psi \left(r^3 b_1 - \mu^2 R r^2 a_0 + \frac{1}{4} \mu^2 R^2 r b_1 \right) \right] dr. \quad (\text{VII. 32}) \end{aligned}$$

Уже было показано, что при принятых допущениях M_r не зависит от ψ . Следовательно, величина M_r может быть получена интегрированием только первой части уравнения (VII. 32) (не зависящей от $\sin \psi$ и $\cos \psi$).

Из этого также следует, что коэффициенты при гармонических членах уравнения (VII. 32) должны быть равны нулю. Поэтому

$$M_r = \frac{1}{2} \rho ab \omega^2 R^4 \left[\frac{\theta}{4} (1 + \mu^2) + \frac{\lambda}{3} \right]. \quad (\text{VII. 33})$$

Угол конусности a_0 теперь можно найти подстановкой уравнений (VII. 25) и (VII. 33) в уравнение (VII. 30). Коэффициенты махового движения a_1 и b_1 находят приравниванием выражений при $\cos \psi$ и $\sin \psi$ уравнения (VII. 32) нулю.

Выражение для a_0 принимает вид

$$a_0 = \frac{\frac{1}{2} \rho ab \omega^2 R^4 \left[\frac{\theta}{4} (1 + \mu^2) + \frac{\lambda}{3} \right] - M_G}{J_{\Gamma\text{ш}} \omega^2}. \quad (\text{VII. 34})$$

В аэродинамике вертолета применяется выражение для массовой характеристики лопасти

$$\gamma = \frac{b \rho a R^4}{2 J_{\Gamma\text{ш}}}, \quad (\text{VII. 35})$$

представляющее безразмерный коэффициент, выражающий соотношение между воздушными и массовыми силами, действующими на

лопасть. Этот коэффициент часто называется числом Локка. Массовая характеристика лопасти представляет важный параметр, определяющий поведение лопасти, который часто встречается при анализе движения лопасти и вопросов устойчивости несущего винта. У бесконечно тяжелой лопасти величина массовой характеристики равна нулю; для обычных лопастей массовая характеристика равна 4—7,5.

Подставляя уравнение (VII.35) в уравнение (VII.34), имеем

$$a_0 = \frac{1}{2} \gamma \left[\frac{\theta}{4} (1 + \mu^2) + \frac{\lambda}{3} \right] - \frac{M_G}{J_{ГШ} \omega^2} \quad (\text{VII. 36})$$

и, приравнявая коэффициенты при синусе и косинусе в уравнении (VII.32) нулю, получим

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= \frac{\mu \left(\frac{8}{3} \theta + 2\lambda \right)}{1 - \frac{1}{2} \mu^2}; \\ b_1 &= \frac{4\mu a_0}{3 \left(1 + \frac{1}{2} \mu^2 \right)}. \end{aligned} \right\} \quad (\text{VII. 37})$$

Второй член в выражении для a_0 представляет вес лопасти, его значением обычно пренебрегают как малым по сравнению с первым членом. Угол конусности пропорционален массовой характеристике лопасти, коэффициент a_1 не зависит от нее, а коэффициент b_1 пропорционален углу конусности (и, следовательно, массовой характеристике). Физическое объяснение этих соотношений дано в главе VI.

Выражения для крутящего момента

Элементарный крутящий момент на элементе лопасти может быть представлен выражением

$$dM_k = r(dX \cos \beta_* - dY \sin \beta_*). \quad (\text{VII 33})$$

Допустив, что коэффициент профильного сопротивления сечения лопасти постоянен по радиусу лопасти и равен среднему значению δ , получим

$$dM_k = \frac{1}{2} \rho W_x^2 \delta b r dr - \frac{1}{2} \rho W_{x'}^2 \beta_* c_y b r dr. \quad (\text{VII 39})$$

Общий момент от профильного сопротивления лопастей несущего винта будет

$$M_k = \frac{k}{2\pi} \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{1}{2} \rho W_x^2 \delta b r d\psi dr. \quad (\text{VII. 40})$$

Подставив среднее значение W_x^2 , даваемое уравнением (VII. 18), в уравнение (VII. 40), получим

$$M_k = \frac{1}{2} \rho k b \delta \omega^2 \int_0^R \left(r^3 + \frac{1}{2} \mu^2 R^2 r \right) dr = \\ = \frac{1}{2} \rho k b \delta \omega^2 R^4 \left(\frac{1}{4} + \frac{1}{4} \mu^2 \right). \quad (\text{VII. 41})$$

Крутящий момент от индуктивного сопротивления M_{ki} можно определить двойным интегрированием второго члена уравнения (VII. 39):

$$M_{ki} = \frac{k}{2\pi} \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{1}{2} \rho W_x^2 c_y b r^3_* d\psi dr.$$

Это выражение после подстановки уравнения (VII. 13) примет вид

$$M_{ki} = \frac{k}{2\pi} \frac{1}{2} \rho a b \int_0^R \int_0^{2\pi} (\theta W_y W_x r + W_y^2 r) d\psi dr. \quad (\text{VII. 42})$$

После подстановки средних по диску значений W_y , W_x и W_y^2 в уравнение (VII. 42) получим

$$M_{ki} = \frac{1}{2} \rho a k b \int_0^R \omega^2 \left[\theta \lambda R r^2 + \lambda^2 \mathcal{K}^2 r + \frac{1}{2} r^3 (a_1^2 + b_1^2) + \right. \\ \left. + \mu \lambda R^2 r a_1 + \mu^2 \mathcal{K}^2 r \left(\frac{1}{2} a_0^2 + \frac{3}{8} a_1^2 + \frac{1}{8} b_1^2 \right) - \right. \\ \left. - \mu R r^2 a_0 b_1 \right] dr. \quad (\text{VII. 43})$$

Интегрируя приведенное выражение и комбинируя его с уравнением (VII. 41), получим окончательно выражение для суммарного крутящего момента несущего винта

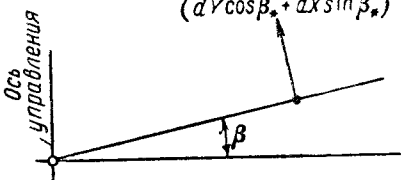
$$M_k = \frac{1}{2} \rho a k b \omega^2 R^4 \left[\frac{\delta}{4a} (1 + \mu^2) - \frac{1}{3} \lambda \theta - \frac{1}{2} \lambda^2 - \right. \\ \left. - \frac{1}{8} (a_1^2 + b_1^2) - \frac{1}{2} \mu^2 \left(\frac{a_0^2}{2} + \frac{3}{8} a_1^2 + \frac{1}{8} b_1^2 \right) - \right. \\ \left. - \frac{1}{2} \mu \lambda a_1 + \frac{1}{3} \mu a_0 b_1 \right] \quad (\text{VII. 44})$$

или в безразмерной форме

$$m_k = \sigma a \left[\frac{\delta}{4a} (1 + \mu^2) - \frac{1}{3} \lambda \theta - \frac{1}{2} \lambda^2 - \frac{1}{8} (a_1^2 + b_1^2) - \right. \\ \left. - \frac{1}{2} \mu^2 \left(\frac{a_0^2}{2} + \frac{3}{8} a_1^2 + \frac{1}{8} b_1^2 \right) - \frac{1}{2} \mu \lambda a_1 + \frac{1}{3} \mu a_0 b_1 \right]. \quad (\text{VII. 45})$$

Сопротивление несущего винта — продольная сила H

Составляющая результирующей силы несущего винта в плоскости, перпендикулярной оси управления (сила H), в свою очередь, состоит из двух частей: подъемной силы и силы профильного сопротивления, расположенных в этой плоскости. Сила H считается положительной, когда она оказывает сопротивление движению вертолета. Выражение для элементарной силы H можно получить на основании рассмотрения (фиг. VII. 5, VII. 9 и VII. 10).



Фиг. VII. 9. Компоненты аэродинамической силы в плоскости взмаха.

Проекции сил dY и dX , действующих в плоскости, перпендикулярной продольной оси лопасти и взятые параллельно и перпендикулярно оси управления (см. фиг. VII. 5), будут:

$$dY \cos \beta_* + dX \sin \beta_*, \quad (\text{VII. 46})$$

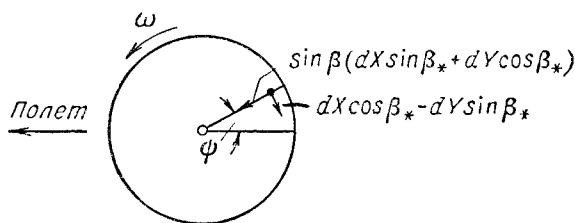
$$dX \cos \beta_* - dY \sin \beta_*, \quad (\text{VII. 46a})$$

и составляющие этих проекций, лежащие в плоскости, перпендикулярной оси управления (см. фиг. VII. 10), будут:

$$(dY \cos \beta_* + dX \sin \beta_*) \sin \beta, \quad (\text{VII. 47})$$

$$dX \cos \beta_* - dY \sin \beta_*. \quad (\text{VII. 47a})$$

Проектируя на направление движения несущего винта компоненты, выраженные уравнениями (VII. 47) и (VII. 47a) (см.



Фиг. VII. 10. Компоненты аэродинамической силы в плоскости, перпендикулярной оси управления

(фиг. VII. 10), получим выражение для элементарной продольной силы

$$dH = (dX \cos \beta_* - dY \sin \beta_*) \sin \psi - (dY \cos \beta_* + dX \sin \beta_*) \sin \beta \cos \psi. \quad (\text{VII. 48})$$

Воспользовавшись допущениями малости углов β_* и β , преобразуем уравнение (VII. 48):

$$dH = dX \sin \psi - dY (\beta \cos \psi + \beta_* \sin \psi). \quad (\text{VII. 49})$$

Часть профильного сопротивления в силе H будет

$$H_p = \frac{k}{2\pi} \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{1}{2} \rho W_x^2 b \delta \sin \psi \, d\psi \, dr. \quad (\text{VII. 50})$$

Интегрируя по азимуту, получим

$$H_p = \frac{1}{2} \rho k b \delta \mu \omega^2 R \int_0^R r \, dr.$$

После интегрирования по радиусу будем иметь

$$H_p = \frac{\rho}{4} k b \delta \mu \omega^2 R^3. \quad (\text{VII. 51})$$

„Индуктивный“ компонент сопротивления несущего винта выражается интегралом

$$\begin{aligned} H_i &= \frac{k}{2\pi} \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{1}{2} \rho W_x^2 c_y b (\beta \cos \psi + \beta_* \sin \psi) \, d\psi \, dr = \\ &= \frac{k}{2\pi} \int_0^R \int_0^{2\pi} \frac{1}{2} \rho b a [(\theta W_x^2 + W_v W_x) \beta \cos \psi + \\ &\quad + (\theta W_x W_y + W_y^2) \sin \psi] \, d\psi \, dr. \end{aligned} \quad (\text{VII. 52})$$

Подставляя выражение для β и интегрируя по азимуту, получим

$$\begin{aligned} H_i &= \frac{1}{2} \rho a k b \omega^2 \int_0^R \left[\theta \left(\frac{1}{2} \mu \lambda R^2 - r^2 a_1 \right) - \frac{3}{2} \lambda R r a_1 - \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{2} \mu R r a_1^2 + \frac{1}{2} r^2 a_0 b_1 - \frac{1}{2} \mu R r a_0^2 \right] \, dr. \end{aligned} \quad (\text{VII. 53})$$

Интегрируя выражение (VII. 53) по радиусу и объединяя его с уравнением (VII. 51) согласно уравнению (VII. 49), получим формулу для определения общей силы сопротивления несущего винта

$$\begin{aligned} H &= \frac{1}{2} \rho a k b \omega^2 R^3 \left(\frac{\delta \mu}{2a} + \frac{1}{3} \theta a_1 - \frac{1}{2} \mu \lambda \theta + \frac{3}{4} \lambda a_1 + \right. \\ &\quad \left. + \frac{1}{4} \mu a_1^2 - \frac{1}{6} a_0 b_1 + \frac{1}{4} \mu a_0^2 \right). \end{aligned} \quad (\text{VII. 54})$$

Коэффициент продольной силы будет

$$c_H = \frac{H}{\pi R^2 \frac{\rho}{2} (\omega R)^2}. \quad (\text{VII. 55})$$

В безразмерной форме

$$c_H = \sigma a \left[\frac{\delta \mu}{2a} + \frac{1}{3} \theta a_1 - \frac{1}{2} \mu \theta + \frac{3}{4} \lambda a_1 + \right. \\ \left. + \frac{1}{4} \mu a_1^2 - \frac{1}{6} a_0 b_1 + \frac{1}{4} \mu a_0^2 \right]. \quad (\text{VII. 56})$$

Выражение для поперечной силы S может быть выведено подобно тому, как это было сделано для силы H . Исходным уравнением является следующее:

$$S = \frac{k}{2\pi} \int_0^R \int_0^{2\pi} -dX \cos \psi - dY (\beta \sin \psi - \beta_* \cos \psi) d\psi dr. \quad (\text{VII. 57})$$

Обзор допущений

Уравнения, определяющие характеристики несущего винта, выведенные в предыдущих разделах, можно применить для расчета характеристик вертолета, устойчивости, определения напряжений и изучения вибраций. Для правильного использования выведенных уравнений в каждом отдельном случае необходимо знать принятые допущения, так как допущения, приемлемые при использовании уравнений для одних целей, могут стать непригодными при применении уравнений для других целей. Например, допущение о равномерности потока, вполне приемлемое при вычислении характеристик вертолета, приводит к недостаточно точным результатам при определении вибраций; использование фактора концевых потерь B допустимо при расчете характеристик, так как дает достаточно точные результаты, но непригодно для анализа напряжений в лопастях.

Поэтому полезно дать некоторый обзор принятых при проведенном анализе допущений.

Принятые допущения:

1) Лопасты плоские и прямоугольные.
2) Радиальный компонент результирующей воздушной скорости у элемента лопасти не учитывается. Радиальный поток только слегка увеличивает общее профильное сопротивление несущего винта и имеет очень незначительное влияние на тягу винта.

3) Индуктивная скорость сквозь диск постоянна. Было найдено, что это допущение приемлемо при расчете характеристик несущего винта при характеристике режима $\nu > 0,1$, но приводит к ошибке при определении траектории движения лопасти, особенно при определении коэффициента b_1 . Кроме того, некоторые типы вибраций на вертолете на переходных режимах полета, т. е. в диапазоне от нуля до 45 км/час, можно объяснить, если произвести расчет несимметричности потока при этих условиях.

4) Угол конусности β и угол притекания β_* малы, поэтому принимается, что $\cos \beta$ и $\cos \beta_* = 1$, а $\sin \beta = \beta$ и $\sin \beta_* = \beta_*$. Допущение, что β_* является малым углом, приемлемо для большей части диапазона работы вертолета, но оно может привести к значительным

ошибкам при условиях полета, когда поток сквозь диск винта велик, например, при крутом спуске или наборе высоты, или когда несущий винт используется как пропеллер (в некоторых типах вертолетов-самолетов).

5) Применение ряда Фурье при определении угла ϑ ограничивается использованием членов первой гармоники. В то время как это допущение справедливо при приблизительном вычислении характеристик несущего винта и его устойчивости, высшие гармоники нельзя отбрасывать при изучении вибраций и напряжений, так как они являются их важнейшим источником.

6) Влиянием области обратного потока пренебрегаем. Зона обратного потока существует у корня лопасти, идущей назад, где скорость набегающего от поступательного движения машины потока превосходит местную окружную скорость, что приводит к тому, что лопасть в этой зоне обтекает по направлению от ребра схода к ребру атаки. Область обратного потока увеличивается при увеличении μ .

7) Лопасти простираются до оси вращения, и ГШ расположен на оси вращения (выносом ГШ с оси вращения можно пренебрегать при расчете характеристик несущего винта, но его обязательно нужно учитывать при анализе устойчивости и управляемости).

8) Коэффициент профильного сопротивления и наклон кривой подъемной силы по углу атаки принимаются постоянными. Это допущение не учитывает тот факт, что угол атаки сечения лопасти и, следовательно, коэффициент профильного сопротивления изменяются по диску, даже если срыв отсутствует. Более серьезным отступлением от истинного положения является то, что срыв на несущем винте вообще не принимается во внимание. На больших μ , когда поток на большей части возвращающейся лопасти сорван, профильное сопротивление лопасти резко возрастает, в то время как подъемная сила падает, вместо того чтобы возрастать. В таком случае принятие этого допущения приводит к получению завышенных характеристик.

9) Лопасти бесконечно жесткие во всех направлениях, т. е. влиянием крутильной и изгибной жесткостей, влекущим изменение распределения ско, остей и угла атаки, пренебрегаем. Для обычных лопастей влияние деформации лопасти на ее движение и характеристики несущего винта мало, но при изучении вибраций и нагрузок на управление деформациями лопастей пренебрегать нельзя. Крутильные деформации, вызываемые смещением положения ц. т. по хорде, важны с точки зрения устойчивости.

10) Концевые потери не учитываются. Это допущение приводит к занижению индуктивных потерь несущего винта при их вычислении.

Уточнение теории

Проделанный нами вывод основных уравнений несущего винта был повторен многими авторами. Каждый автор несколько расширял теорию снятием того или иного из перечисленных допущений.

здесь будут кратко изложены работы двух авторов, являющиеся основными в уточнении теории несущего винта. Работа Уитли (библ. А, II, 35, репорт NASA 487) расширила анализ, данный Клауэртом и Локком, устранив ряд допущений, имевших место в их анализе. В работе Бейли (библ. А, II, 18, репорт NASA 716) теория несущего винта уточняется и ей придается форма, удобная для инженерных расчетов.

Репорт NASA 487. В этом репорте Уитли дает следующие уточнения теории.

1) Анализ расширен до применения к лопастям, имеющим крутку по линейному закону. Это было сделано введением выражения $\theta = \theta_0 + \theta_1 \left(\frac{r}{R} \right)$ в уравнения для элементарных тяги и сопротивления лопасти, где θ_0 — угол установки у корня лопасти и $\theta_1 = \theta_{\text{к.п.}} - \theta_0$.

2) При расчете тяги введен метод приближенного определения концевых потерь с помощью формулы

$$B = 1 - \frac{b_{\text{к.п.}}}{2R}, \quad (\text{VII. 58})$$

где $b_{\text{к.п.}}$ — хорда лопасти на ее конце. Зиссинг (библ. Б, II, 21) предлагает

$$B = 1 - \frac{\sqrt{c_T}}{k}. \quad (\text{VII. 59})$$

В большинстве анализов коэффициент концевых потерь $B = 0,97$. Этот коэффициент вводится в уравнения интегрированием выражений тяги и индуктивного крутящего момента от $r=0$ до $r=0,97R$. Выражение крутящего момента от профильного сопротивления интегрируется по всему радиусу, ибо сопротивление существует и тогда, когда имеется потеря тяги.

3) Члены, выражающие вгору гармоника махового движения, сохраняются так же, как все степени μ , включая четвертую.

4) Разработан метод приближенного определения влияния обратного обтекания возвращающейся лопасти. Это сделано путем интегрирования выражений сил и моментов несущего винта по лопастям. Например, выражение общей тяги дается в следующем виде:

$$T = \frac{k}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_0^{BR} \frac{1}{2} \rho b W^2 c_y dr.$$

Полагая, что наклон кривой подъемной силы по углу атаки при углах $\psi = 180^\circ$ и 0° одинаков и что применяется линейная крутка, напишем

$$T = \frac{k}{2\pi} \int_0^\pi d\psi \int_0^{BR} \frac{1}{2} \rho b a W^2 \left(\theta_0 + \theta_1 \frac{r}{R} + \beta_* \right) dr +$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{k}{2\pi} \int_{\pi}^{2\pi} d\psi \int_{-\mu R \sin \psi}^{BR} \frac{1}{2} \rho ab W^2 \left(\theta_0 + \theta_1 \frac{r}{R} + \beta_* \right) dr + \\
& + \frac{k}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_0^{-\mu R \sin \psi} \frac{1}{2} \rho ab W^2 \left(-\theta_0 - \theta_1 \frac{r}{R} - \beta_* \right) dr. \quad (\text{VII. 60})
\end{aligned}$$

Из приведенного уравнения видно, что обычное интегрирование производилось по «наступающей» части диска (от $\psi = 0^\circ$ до $\psi = 180^\circ$) и что «возвращающаяся» часть диска (от $\psi = 180^\circ$ до 360°) интегрируется по частям. Одна часть, — охватывающая область обратного обтекания, где создается на моторном полете отрицательная подъемная сила, и другая часть, работающая в обычных условиях.

5) Другое новшество, введенное Уитли, — определение сопротивления несущего винта с помощью метода энергий. Вместо определения продольной силы H Уитли вычислил суммарной энергии, затрачиваемых при создании тяги, и потерь, возникающих от сопротивления лопастей, по сравнению со всей энергией, затрачиваемой на несущий винт за одну секунду XV , где X — эквивалент сопротивления несущего винта

$$\begin{aligned}
XV = vT + \frac{k}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_0^R \frac{1}{2} \rho b \delta W_x^3 dr - \\
- \frac{k}{\pi} \int_{\pi}^{2\pi} d\psi \int_0^{-\mu R \sin \psi} \frac{1}{2} \rho b \delta W_x^3 dr. \quad (\text{VII. 61})
\end{aligned}$$

Используя уравнение (VII. 6) и полагая $Y = T \cos \alpha$, можно получить следующее выражение для соотношений сопротивления и тяги несущего винта:

$$\begin{aligned}
\left(\frac{X}{Y} \right)_r = \left(\frac{X}{Y} \right)_p + \left(\frac{X}{Y} \right)_i = \\
= \frac{\sigma \delta \left(1 + 3\mu^2 + \frac{3}{8} \mu^4 \right)}{4\rho c_T} + \frac{1}{4} \frac{c_T}{\mu (\mu^2 + \lambda^2)^2}. \quad (\text{VII. 62})
\end{aligned}$$

Таким образом, мощность, затрачиваемую на продвижение несущего винта с данной скоростью, можно получить умножением $\left(\frac{X}{Y} \right)_r$ для этой скорости на YV .

6) Было рассмотрено влияние индуктивного потока на характеристики несущего винта, так как если несущий винт ведет себя как крыло, то логично ожидать возрастания индуктивной скорости при протекании потока от передней кромки диска винта к задней. Имеющиеся экспериментальные данные и некоторые теоретические исследования подтверждают это. Уитли изучил простейший случай изме-

нения индуктивной скорости, а именно — случай, когда величина индуктивной скорости изменяется по линейному закону при перемещении потока от передней кромки диска к задней, причем среднее значение по диску остается тем же, которое было получено при рассмотрении равномерного протекания. Таким образом, предполагалось, что на среднюю индуктивную скорость v накладывается дополнительная скорость v_1 , определяемая выражением

$$v_1 = Kv \frac{r}{R} \cos \psi, \quad (\text{VII. 63})$$

где K — отношение между v_1 и v , когда $r=R$ и $\cos \psi = 1$. При произвольно выбранном значении $K=0,5$ было получено хорошее совпадение с экспериментальными данными.

Колеман (библиография А, II. 14) аналитически определил величину K , которая необходима для вычисления махового движения лопасти и объяснения некоторых явлений вибрации на переходном режиме от висения к полету вперед.

Репорт НАСА 716. Хотя в работе Уитли более ясно изложена и расширена теория несущего винта, формы, в которых даны уравнения, мало пригодны для инженерного использования. Бейли нашел, что можно получить значительные упрощения, если все выражения свести к трем основным параметрам, которые полностью определяют условия работы несущего вала, а именно — коэффициент протекания λ , угол установки лопасти θ и характеристика режима работы винта σ . Таким образом, теоретические выражения для коэффициента тяги, коэффициентов махового движения, коэффициента крутящего момента и отношения профильного сопротивления к подъемной силе профиля были заменены простыми функциями параметров λ , θ_0 и θ_1 и σ .

Коэффициенты выражений λ и θ были представлены как функции характеристики режима работы винта σ , массовой характеристики лопасти γ и коэффициента концевых потерь B . Величины этих коэффициентов, вычисленные для $\gamma = 7,5$ и $B = 0,97$, представлены в виде таблицы для различных значений σ . Отклонения от γ и B , которые можно считать для современных вертолетов, незначительно влияют на величину коэффициентов, поэтому табличные значения коэффициентов могут быть использованы для расчетов аэродинамических характеристик любых обычных несущих винтов. Параметры в формулах некоторых характеристик несущего винта, как, например, угол конусности a_0 , угол наклона тюльпана вбок b_1 и члены высших гармоник махового движения, пропорциональны γ .

Анализ Уитли был расширен путем установления приближенного соотношения между коэффициентом профильного сопротивления сечения c_{xp} и углом атаки σ_r , элемента лопасти с помощью степенного ряда, который уже применялся нами при рассмотрении режима висения в главе III, а именно:

$$C_{xp} = \delta_0 + \delta_1 \sigma_r + \delta_2 \sigma_r^2.$$

В репорте NASA 716 приводится удобный метод определения соответствующих значений коэффициентов δ_0 , δ_1 и δ_2 для обычных сечений профилей и любых чисел Рейнольдса.

Выражения для махового движения, тяги, крутящего момента и отношения профильного сопротивления к подъемной силе приводятся ниже, вместе с таблицами, дающими числовые значения коэффициентов при членах λ и θ . Числовые коэффициенты, являющиеся функцией μ , B и γ , были получены с помощью длинных выражений, данных в библиографии А, II. 18.

Коэффициенты махового движения. Выражения для коэффициентов постоянных членов (угол конусности) и членов первой гармоник махового движения следующие:

$$\frac{a_0}{\gamma} = 2 \left[(t_{1,1})\lambda + (t_{1,2})\theta_0 + (t_{1,3})\theta_1 - \frac{1}{2\gamma} \frac{M_G}{J_{ГЦ}\omega^2} \right]; \quad (\text{VII. 64})$$

$$a_1 = (t_{1,4})\lambda + (t_{1,5})\theta_0 + (t_{1,6})\theta_1; \quad (\text{VII. 65})$$

$$\frac{b_1}{\gamma} = 2 \left[(t_{1,7})\lambda + (t_{1,8})\theta_0 + (t_{1,9})\theta_1 + (t_{1,10}) \frac{1}{2\gamma} \frac{M_G}{J_{ГЦ}\omega^2} \right]. \quad (\text{VII. 66})$$

Значки у коэффициентов $(t_{1,1})$, $(t_{1,2})$ и т. д. в приведенных уравнениях указывают номер таблицы и строки в этой таблице, где может быть найдено соответствующее значение (табл. VII. 1).

Члены второй гармоник махового движения даются ниже, коэффициенты при λ , θ_0 и θ_1 в приводимых ниже уравнениях зависят от γ , но не зависят от μ .

Величины этих коэффициентов для определенных значений γ приведены в табл. VII. 2.

$$\frac{a_2}{\mu^2} = (t_{2,1})\lambda + (t_{2,2})\theta_0 + (t_{2,3})\theta_1, \quad (\text{VII. 67})$$

$$\frac{b_2}{\mu^2} = (t_{2,4})\lambda + (t_{2,5})\theta_0 + (t_{2,6})\theta_1. \quad (\text{VII. 68})$$

Коэффициент тяги:

$$\frac{c_T}{\sigma a} = (t_{3,1})\lambda + (t_{3,2})\theta_0 + (t_{3,3})\theta_1. \quad (\text{VII. 69})$$

Числовые значения коэффициентов при λ , θ_0 и θ_1 в уравнении (VII. 69) приведены в табл. VII. 3.

Угол атаки оси управления. После того как найден коэффициент тяги, можно, пользуясь уравнением (VII. 7), найти значение угла атаки оси управления α . Угол атаки оси управления есть угол между плоскостью, перпендикулярной оси управления, и траекторией полета:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\lambda}{\mu} + \frac{c_T}{1} \frac{1}{4\mu(\mu^2 + \lambda^2)}. \quad (\text{VII. 70})$$

Числовые значения коэффициентов в уравнениях (VII.64), (VII.65) и (VII.66)
($\gamma=7.5$ $B=0,97$)

Строка	Коэффициент	$\mu=0$	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
a_0/γ в уравнении (VII 64)												
1	λ	0,15211	0,15212	0,15215	0,15224	0,15240	0,15266	0,15303	0,15353	0,15417	0,15495	0,15588
2	θ_0	0,11066	0,11096	0,11183	0,11329	0,11530	0,11786	0,12097	0,12448	0,12847	0,13286	0,13760
3	θ_1	0,08587	0,08606	0,08663	0,08758	0,08889	0,09056	0,09257	0,09492	0,09759	0,10054	0,10378
a_1 в уравнении (VII 65)												
4	λ	0	0,1064	0,2134	0,3215	0,4315	0,5438	0,6592	0,7781	0,9011	1,0290	1,1622
5	θ_0	0	0,1377	0,2767	0,4184	0,5641	0,7154	0,8737	1,0404	1,2172	1,4055	1,6071
6	θ_1	0	0,1002	0,2013	0,3043	0,4102	0,5199	0,6343	0,7515	0,8813	1,0159	1,1789
b_1/γ в уравнении (VII.66)												
7	λ	0	0,01045	0,02086	0,03122	0,04151	0,05171	0,06191	0,07205	0,0822	0,09241	1,0273
8	θ_0	0	0,00762	0,0134	0,02326	0,03148	0,04011	0,04926	0,05904	0,06955	0,08093	0,09329
9	θ_1	0	0,00591	0,01188	0,01798	0,02426	0,03080	0,03765	0,04490	0,05261	0,06087	0,06974
10	$\frac{1}{2\gamma} J_{Гш} \omega^*$	0	-0,0666	-0,1367	-0,2038	-0,2693	-0,3328	-0,3939	-0,4522	-0,5071	-0,5585	-0,6058

Числовые значения коэффициентов в уравнениях (VII.67) и (VII.68)
($B=0,57$)

Стро- ка	Кoeffи- циент	$\gamma=0$	1	2	3	4	5	6	7	7,5	8	9	10
-------------	------------------	------------	---	---	---	---	---	---	---	-----	---	---	----

 a_2, ρ^2 в уравнении (VII.67)

1	λ	0	0,2136	0,4167	0,6625	0,7694	0,9195	1,0566	1,1844	1,2459	1,3061	1,4242	1,5401
2	θ_0	0	0,1981	0,3833	0,5476	0,6890	0,8100	0,9152	1,0092	1,0532	1,0958	1,1780	1,2575
3	θ_1	0	0,1504	0,2912	0,4163	0,5246	0,6176	0,6988	0,7717	0,8059	0,8391	0,9031	0,9652

 b_2, ρ^2 в уравнении (VII.68)

4	λ	0	-0,0130	-0,0488	-0,0997	-0,1573	-0,2145	-0,2675	-0,3142	-0,3351	-0,3544	-0,3884	-0,4171
5	θ_0	0	-0,0157	-0,0591	-0,1209	-0,1907	0,2601	-0,3243	-0,3810	-0,4063	-0,4297	-0,4710	-0,5058
6	θ_1	0	-0,0117	-0,440	-0,901	-0,1423	-0,1938	-0,2416	-0,2838	-0,3027	-0,3201	-0,3509	-0,3768

Числовые значения коэффициентов в уравнении (VII.69) для c_1/σ
($r=7,5$; $B=0,97$)

Стро- ка	Кoeffи- циент	$\mu=0$	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
1	λ	0,4704	0,4711	0,4730	0,4762	0,4807	0,4868	0,4944	0,5038	0,5152	0,5286	0,5445
2	θ_0	0,3042	0,3054	0,3090	0,3148	0,3229	0,3333	0,3,60	0,3612	0,3790	0,3996	0,4231
3	θ_1	0,2213	0,2219	0,2237	0,2267	0,2310	0,2366	0,2437	0,2523	0,2627	0,2749	0,2892

Числовые значения коэффициентов в уравнении (VII.71) для $\frac{m_k \text{ ускор}}{\sigma a}$
($r=7,5$; $B=0,97$)

Стро- ка	Кoeffи- циент	$\mu=0$	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
1	λ^2	0,4704	0,4739	0,4844	0,5018	0,5265	0,5585	0,5982	0,6457	0,7016	0,7662	0,8399
2	$\lambda\theta_0$	0,3042	0,3112	0,3324	0,3685	0,4205	0,4900	0,5787	0,6891	0,8238	0,9859	1,1789
3	$\lambda\theta_1$	0,2,13	0,2264	0,2419	0,2681	0,3,59	0,3562	0,4205	0,5003	0,5975	0,7144	0,8536
4	θ_0^2	0	0,0023	0,0093	0,0216	0,0399	0,067,6	0,100,0	0,1450	0,2029	0,2762	0,3676
5	$\theta_0\theta_1$	0	0,0033	0,0136	0,0316	0,0584	0,0958	0,1460	0,2116	0,2959	0,4026	0,5357
6	θ_1^2	0	0,0012	0,0050	0,0115	0,0213	0,0350	0,0533	0,0772	0,1079	0,1467	0,1951

Ускоряющий момент. В предыдущих разделах крутящий момент от аэродинамических сил раскладывался на две части: момент от проекций векторов подъемных сил элементов лопасти на плоскость, перпендикулярную оси управления, и момент от проекций сил профильного сопротивления на ту же плоскость. На автожирах момент, возникающий при наклоне вектора подъемной силы, приводил к ускорению вращения ротора и был назван поэтому ускоряющим моментом. Это название сохранилось, несмотря на то что на вертолетах наклон вектора подъемной силы обычно вызывает замедление вращения несущего винта. Выражение для коэффициента ускоряющего момента имеет следующий вид:

$$\frac{m_{\text{ускор}}}{\sigma a} = (t_{4,1})\lambda^2 + (t_{4,2})\lambda\theta_0 + (t_{4,3})\lambda\theta_1 + (t_{4,4})\theta_0^2 + (t_{4,5})\theta_0\theta_1 + (t_{4,6})\theta_1^2. \quad (\text{VII. 71})$$

Числовые значения коэффициентов при λ , θ_0 и θ_1 в уравнении (VII. 71) даны в табл. VII. 4.

Заметим, что ускоряющий момент несущего винта, имеющего линейную крутку лопастей, практически равен ускоряющему моменту винта с плоскими лопастями, если угол установки лопасти на 75% эффективного радиуса BR одинаков для обоих винтов. Можно сэкономить значительное время при расчете ускоряющего момента несущего винта с линейной круткой лопастей, если сперва определить угол установки лопасти на $0,75 BR$, а затем рассчитать крутящий момент несущего винта с плоскими лопастями, имеющего такой же угол установки на том же радиусе.

Замедляющий момент. Выражение для коэффициентов замедляющего момента, возникающего вследствие профильного сопротивления, будет такое:

$$\frac{m_{\text{замед}}}{\sigma} = \delta_0 (t_{5,1}) + \delta_1 [(t_{5,2})\lambda + (t_{5,3})\theta_0 + (t_{5,4})\theta_1] + \delta_2 [(t_{5,5})\lambda^2 + (t_{5,6})\lambda\theta_0 + (t_{5,7})\lambda\theta_1 + (t_{5,8})\theta_0^2 + (t_{5,9})\theta_0\theta_1 + (t_{5,10})\theta_1^2]. \quad (\text{VII. 72})$$

Числовые значения коэффициентов уравнения (VII. 72) даны в табл. VII. 5.

Отношение профильного сопротивления к подъемной силе. Это отношение определяется следующим выражением:

$$\mu \frac{c_T}{\sigma a} \left(\frac{X}{Y} \right)_p = \frac{\delta_0}{a} (t_{6,1}) + \frac{\delta_1}{a} [(t_{6,2})\lambda + (t_{6,3})\theta_0 + (t_{6,4})\theta_1] + \frac{\delta_2}{a} [(t_{6,5})\lambda^2 + (t_{6,6})\lambda\theta_0 + (t_{6,7})\lambda\theta_1 + (t_{6,8})\theta_0^2 + (t_{6,9})\theta_0\theta_1 + (t_{6,10})\theta_1^2]. \quad (\text{VII. 73})$$

Числовые значения коэффициентов t даны в табл. VII. 6.

Числовые значения коэффициентов в уравнении (VII.72) для m_k завед./ σ
($\gamma=7,5; B=0,97$)

Стро- ка	Кoeffи- циент	$\mu=0$	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
1	δ_0	0,2500	0,2506	0,2525	0,2556	0,2600	0,2655	0,2722	0,2802	0,2892	0,2993	0,3105
2	$\delta_1\lambda$	0,3333	0,3333	0,3333	0,3333	0,3333	0,3332	0,3330	0,3327	0,3323	0,3316	0,3307
3	$\delta_1\theta_0$	0,2500	0,2506	0,2525	0,2556	0,2599	0,2654	0,2721	0,2799	0,2887	0,2985	0,3093
4	$\delta_1\theta_1$	0,2000	0,2004	0,2017	0,2037	0,2066	0,2103	0,2147	0,2198	0,2257	0,2322	0,2393
5	$\delta_2\lambda^2$	0,5000	0,5038	0,5153	0,5345	0,5607	0,5971	0,6411	0,6940	0,7563	0,8287	0,9116
6	$\delta_2\lambda\theta_0$	0,6667	0,6743	0,6976	0,7373	0,7946	0,8713	0,9694	1,0918	1,2413	1,4217	1,6367
7	$\delta_2\lambda\theta_1$	0,5000	0,5056	0,5225	0,5513	0,5927	0,6480	0,7187	0,8066	0,9139	1,0432	1,1974
8	$\delta_2\theta_0^2$	0,2500	0,2532	0,2630	0,2798	0,3047	0,3389	0,3839	0,4419	0,5150	0,6061	0,7181
9	$\delta_2\theta_0\theta_1$	0,4000	0,4046	0,4186	0,4429	0,4787	0,5280	0,5930	0,6768	0,7827	0,9147	1,0773
10	$\delta_2\theta_1^2$	0,1667	0,1684	0,1735	0,1824	0,1955	0,2135	0,2372	0,2676	0,3060	0,3537	0,4124

Числовые значения коэффициентов в уравнении (VII.73) для $\frac{c_T}{ca} \left(\frac{X}{Y} \right)^p$
($i=7,5, B=0,97$)

Стро- ка	Коэф- фици- ент	$\nu=0$	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
1	$\delta_1 a$	0,2500	0,2519	0,2575	0,2669	0,2802	0,2973	0,3183	0,3433	0,3724	0,4057	0,4434
2	$\delta_1' a$	0,3333	0,3337	0,3348	0,3367	0,3394	0,3430	0,3475	0,3532	0,3601	0,3683	0,3781
3	$\delta_1 \theta_0 a$	0,2700	0,2707	0,2729	0,2766	0,2818	0,2885	0,2967	0,2866	0,2982	0,3115	0,3266
4	$\delta_1 \theta_1 a$	0,2000	0,2004	0,2017	0,2038	0,2067	0,2106	0,2153	0,2210	0,2277	0,2353	0,2441
5	$\delta_1'^2 a$	0,5000	0,5024	0,5067	0,5220	0,5375	0,5626	0,5918	0,6276	0,6707	0,7217	0,7816
6	$\delta_2 \theta_0 a$	0,6667	0,6716	0,6863	0,7111	0,7467	0,7910	0,8545	0,9298	1,0219	1,1333	1,2666
7	$\delta_2' \theta_1 a$	0,5000	0,5030	0,5121	0,5277	0,5502	0,5804	0,6194	0,6684	0,7286	0,8019	0,8900
8	$\delta_2 \theta_0^2 a$	0,2500	0,2522	0,2587	0,2700	0,2867	0,3095	0,3395	0,3779	0,4263	0,4864	0,5602
9	$\delta_2 \theta_0 \theta_1 a$	0,4000	0,4029	0,4116	0,4266	0,4487	0,4788	0,5182	0,5685	0,6316	0,7096	0,8051
10	$\delta_2 \theta_1^2 a$	0,1667	0,1677	0,1709	0,1765	0,1845	0,1955	0,2097	0,2278	0,2502	0,2779	0,3114

При вычислении отношения $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$ в уравнении (VII.73) может быть полезна следующая формула и прилагаемая к ней табл. VII.7 [формула выведена из уравнения (VII.69)]:

$$\mu \frac{c_T}{\sigma a} = (t_{7,1})\lambda + (t_{7,2})\theta_0 + (t_{7,3})\theta_1. \quad (\text{VII.74})$$

Заключительные замечания. Необходимо еще раз подчеркнуть, что хотя приведенные в таблицах коэффициенты вычислены для значений $\gamma=7,5$, их использование для определения величин a_0 , b_1 , a_2 и b_2 при значениях γ в пределах 0—12,5 дает незначительные ошибки. Необходимо также помнить, что приведенный анализ выполнен для лопастей, имеющих прямоугольную форму в плане, и плоских, или имеющих линейную крутку.

При помощи приведенных уравнений и таблиц удобно быстро и точно рассчитывать движение лопасти, угол атаки оси управления, тягу и мощностные характеристики несущего винта при полете вперед. Применение этих уравнений и приемов расчета характеристик несущего винта при определении характеристик вертолета рассмотрено в следующей главе. Здесь приведем только пример использования уравнений и таблиц.

Задача. Требуется рассчитать характеристики несущего винта, работающего на режиме самовращения при $\mu=0,35$ и угле установки лопасти 4° . Винт имеет плоские ($\lambda=0$) лопасти, профильное сопротивление которых можно представить следующим уравнением.

$$z_{c_{xp}} = -0,0087 - 0,0216z_r + 0,400a_r^2.$$

Решение. Так как условия работы несущего винта полностью определяются μ , θ_0 , θ_1 и λ , из которых θ_0 , θ_1 и μ уже известны, то прежде всего нужно определить λ . Величина λ определится по результирующему моменту несущего винта и, следовательно, может быть рассчитана с помощью уравнений крутящего момента (VII.71) и (VII.72). В нашей задаче крутящий момент равен нулю, так как винт находится на режиме самовращения.

Отсюда

$$\frac{m_{\text{кускор}}}{\sigma} = \frac{m_{\text{кзамед}}}{\sigma}.$$

При $\mu=0,35$ на основании уравнений (VII.71) и (VII.72) и таб. VII.4 и VII.5 получим

$$\begin{aligned} a(0,646\lambda^2 + 0,689\lambda\theta_0 + 0,500\lambda\theta_1 + 0,145\theta_0^2 + 0,212\theta_0\theta_1 + 0,077\theta_1^2) = \\ = 0,280\delta_0 + \delta_1(0,333\lambda + 0,280\theta_0 + 0,220\theta_1) + \delta_2(0,694\lambda^2 + 1,092\lambda\theta_0 + \\ + 0,807\theta_1\lambda + 0,443\theta_0^2 + 0,676\theta_0\theta_1 + 0,268\theta_1^2). \end{aligned}$$

Подстановка соответствующих значений δ_0 , δ_1 , δ_2 , θ_0 , θ_1 и a в предыдущее уравнение дает квадратное уравнение с неизвестной переменной λ . Решение этого уравнения дает два значения λ . Меньшее (абсолютное) значение соответствует работе на отрицательном угле атаки и может быть отброшено. Большее значение, соответствующее работе на положительном угле атаки, будет

$$\lambda = -0,0050.$$

Числовые значения коэффициентов в уравнении (VII 74) для $\mu \frac{c_T}{ca}$
 $(\gamma=7,5; B=0,97)$

Строка	Коэффици- циент	$\mu \frac{c_T}{ca}$										
		0	0,05	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
1	θ_0	0	0,02555	0,04700	0,07141	0,09609	0,12152	0,14789	0,17538	0,20418	0,23448	0,26648
2	θ_1	0	0,01527	0,03089	0,04720	0,06450	0,08308	0,10322	0,12515	0,14911	0,17550	0,20390
3		0	0,01110	0,02237	0,03309	0,04615	0,05901	0,07275	0,08755	0,10358	0,12103	0,14006

Теперь нам известно λ , θ_0 и θ_1 , следовательно, с помощью таблиц VII.1 и VII.2 можно определить угол конусности:

$$\alpha_0 = 2.7,5 [(0,1536) (-0,0050) + (0,1244) (0,0698)] - \frac{M_G}{J_{ГШ} \omega^2} - 0,1187 - \frac{M_G}{J_{ГШ} \omega^2}.$$

Пользуясь типичным значением $\frac{M_G}{J_{ГШ} \omega^2} = 0,006$, коэффициенты первой

гармоники маяхового движения определяются как:

$$a_0 = 0,1127 \text{ рад};$$

$$a_1 = (0,777) (-0,0050) + (1,041) (0,0698) = 0,687 \text{ рад};$$

$$b_1 = 2.7,5 [(0,0721) (-0,0050) + (0,0591) (0,0698)] - (0,452) (0,006) = 0,6536 \text{ рад}.$$

Подобным же образом получим коэффициенты маяхового движения второй гармонички

$$a_2 = 0,0082 \text{ рад},$$

$$b_2 = -0,0033 \text{ рад}$$

При расчете этого примера с помощью табл. VII.2 значение γ было принято равным 7,5.

Коэффициент тяги определим с помощью уравнения (V.I.69) и табл. VII.3

$$\frac{c_T}{\sigma a} = (0,504) (-0,0050) + (0,361) (0,0698) = 0,0227$$

Отношение профильного сопротивления к подъемной силе получим воспользовавшись уравнением (VII.73) и табл. VII.6, определив значение $\mu \left(\frac{c_T}{\sigma a} \right)$ по табл. VII.7. Значения $\mu \left(\frac{c_T}{\sigma a} \right)$ в табл. VII.7 согласованы с допущениями, касающимися обрассывания степеней μ , более высоких, чем μ^4 . Полученное значение немного отличается от тех, которые определялись по формуле $\mu \left(\frac{c_T}{\sigma a} \right)$ из табл. VII.3

$$\begin{aligned} & \left(\frac{X}{Y} \right)_p [(0,1753) (-0,0050) + (0,1252) (0,0698)] = \\ & = \left(\frac{0,0087}{5,73} \right) (0,343) + \left(\frac{-0,0216}{5,73} \right) [(0,353) (-0,0050) + (0,286) (0,0698)] + \\ & \quad + \left(\frac{0,100}{5,73} \right) [(0,627) (-0,0050)^2 + \\ & \quad + (0,930) (-0,0050) (0,0698) + (0,378) (0,0698)^2], \end{aligned}$$

что дает

$$\left(\frac{X}{Y} \right)_p = 0,0711.$$

Для определения полного отношения $\left(\frac{X}{Y}\right)_r$ необходимо учесть индуктивную часть. Из уравнения (VII. 62) можно видеть, что

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{c_T}{4\mu(u^2 + \lambda^2)^{\frac{1}{2}}}. \quad (\text{VII. 75})$$

Теперь, получив значение $\frac{c_T}{ca}$ из уравнения (VII. 69) и табл. VII. 3, при $\sigma = 0,060$ определим c_T

$$c_T = 0,0227 \cdot 0,060 \cdot 5,73 = 0,0078$$

и

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{0,0078}{4(0,35)[(0,35)^2 - (-0,0050)^2]^{\frac{1}{2}}} = 0,0159,$$

откуда

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_r = \left(\frac{X}{Y}\right)_p + \left(\frac{X}{Y}\right)_i = 0,0711 + 0,0159 = 0,0870.$$

Пределы применимости теории

Другим дополнением к теории несущего вичта в репорте 716 является удобный способ расчета условий работы вичта на режиме самовращения в диапазоне, где наблюдается срыв и где данная теория неприменима. Этот метод, который позднее был применен и для рассмотрения моторного полета, разбирается в главе IX, посвященной вопросам срыва. Здесь будут сделаны лишь некоторые замечания.

Выражение, применяемое для приближенного определения коэффициента профильного сопротивления элемента лопасти, дает заниженные значения этого коэффициента при углах атаки, близких к критическому. Невозможно ограничить применение теории условиями полета, при которых ни один элемент лопасти не достигает критического угла атаки. Однако для умеренных значений тяги и характераистики режима работы вичта « большие значения углов атаки ограничены частью диска несущего вичта, на которой квадрат скорости воздуха относительно элемента лопасти мал, или очень малыми частями лопасти. При таких условиях влияние этих элементов лопасти на тягу несущего вичта, крутящий момент и маховое движение очень мало, и ошибками, получаемыми при их вычислении, мы пренебрегаем.

При возрастании коэффициента тяги или характеристики режима область больших углов атаки увеличивается и точность теории соответственно уменьшается. При моторных режимах полета большие углы атаки образуются прежде всего вблизи концов отступающих лопастей, в то время как при полете на режиме самовращения большие углы атаки возникают у комля этих лопастей. Такая разница является результатом того, что при моторном полете поток протекает сквозь диск вичта сверху вниз, а на режиме самовращения — снизу вверх

Допустимым пределом применения теории и приблизительным практическим пределом работы несущего винта в моторном полете являются условия, когда конец отступающей лопасти достигает срывного угла атаки. Для режима самовращения пределом применения теории являются условия, когда скорость элементов лопастей в прикорневой зоне, где поток сорван, становится достаточно большой, так что влияние этих участков лопастей на общую тягу и крутящий момент винта становится ощутительным.

Если несущий винт оказался в таких условиях работы, что значительный срыв неизбежен, то дальнейшее увеличение скорости полета или нагрузки на лопасть приведет к очень быстрому распространению срыва по всему диску винта. Так как срыв на несущем винте связан с резким возрастанием профильных потерь, оптимальные характеристики несущего винта достигаются при таких условиях полета, при которых срыв на концах лопастей только начнется. Условия оптимальных характеристик рассмотрены подробно в главе IX

— — — — —

Глава VIII

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОЛЕТА ВПЕРЕД

Расчет характеристик вертолета при полете вперед осложнен большим количеством переменных и сложностью уравнений, определяющих характеристики несущего винта. Поэтому «точный» метод расчета характеристик (т. е. метод, использующий все уточнения теории и минимальное количество допущений) включает использование таблиц и графиков, значительно ускоряющих работу. Построение графиков характеристик может основываться на двух принципах: 1) при установившемся полете существует баланс энергий (т. е. мощность, подводимая к валу несущего винта, должна быть равна сумме всех потерь мощности несущего винта и фюзеляжа) или 2) сумма сил, действующих на вертолет при установившемся полете, должна быть равна нулю. Оба метода должны дать одинаковые результаты, если они рассчитаны по одной группе уравнений несущего винта. Первый метод известен под названием *метода энергий*, второй — под названием *метода баланса сил*.

При определении характеристик вертолета НАСА использует метод энергий, который и разобран в этой главе. Этот метод дает наиболее точные результаты, и расчет по нему отнимает меньше времени, чем многие так называемые «быстрые» или «упрощенные» методы, дающие только приближенные результаты.

Основные уравнения

Анализ характеристик вертолета, как и анализ характеристик самолета, базируется в основном на кривых потребной мощности по скорости для различных условий полета. Для построения этих кривых необходимо знать, куда тратится мощность на вертолете, совершающем установившийся полет.

Мощность тратится:

- 1) на несущий винт:
 - а) индуктивные потери,
 - б) потери на профильное сопротивление лопастей;
- 2) на преодоление вредного сопротивления фюзеляжа, втулок несущего винта, хвостового винта и др.;
- 3) на изменение потенциальной энергии вертолета при изменении им высоты полета.

Общая потребная мощность представляет собой сумму всех пересчитанных мощностей:

$$N_{\Sigma} = N_p + N_i + N_{вр} + N_{н.б.} \quad (\text{VIII. 1})$$

Каждую потерю мощности можно представить как определенное рассеивание энергии в единицу времени, эквивалентное силе сопротивления движущейся с поступательной скоростью машины. Следовательно, если X_{Σ} представляет собой общую силу сопротивления, X_p , X_i , $X_{вр}$ и $X_{н.б.}$ — эквивалентные сопротивления, соответствующие каждой из потребляемых мощностей, то

$$\left. \begin{aligned} X_p V &= N_p; \\ X_i V &= N_i; \\ X_{вр} V &= N_{вр}; \\ X_{н.б.} V &= N_{н.б.}; \\ X_{\Sigma} V &= N_{\Sigma}. \end{aligned} \right\} \quad (\text{VIII. 2})$$

Если уравнения (VIII. 2) подставить в уравнение (VIII. 1), получим

$$X_{\Sigma} = X_p + X_i + X_{вр} + X_{н.б.} \quad (\text{VIII. 3})$$

Уравнение (VIII. 3) можно превратить в безразмерную форму, поделив все его члены на подъемную силу несущего винта:

$$\frac{X_{\Sigma}}{Y} = \left(\frac{X}{Y}\right)_p + \left(\frac{X}{Y}\right)_i + \left(\frac{X}{Y}\right)_{вр} + \left(\frac{X}{Y}\right)_{н.б.} \quad (\text{VIII. 4})$$

Первые два члена правой части уравнения (VIII. 4) часто объединяются в виде следующего выражения:

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{п.в.} = \left(\frac{X}{Y}\right)_p + \left(\frac{X}{Y}\right)_i, \quad (\text{VIII. 5})$$

где $\left(\frac{X}{Y}\right)_{п.в.}$ — отношение сопротивления несущего винта к его подъемной силе (обратное качество). Дробь $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$ отражает общую подводимую к валу несущего винта мощность и аналогична отношению сопротивления к подъемной силе для самолетов. Эта дробь пропорциональна сопротивлению, которое поглотило бы при определенной скорости полета мощность, равную мощности, подводимой к валу несущего винта. Таким образом, $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$ можно определить так:

$$\frac{X_{\Sigma}}{Y} = \frac{\text{мощность на валу}}{VY} = \frac{M_{к\omega}}{VY}. \quad (\text{VIII. 6})$$

Подобным же образом $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$, $\left(\frac{X}{Y}\right)_i$, $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр}$ и $\left(\frac{X}{Y}\right)_{н.б.}$ отражают соответствующие мощности, необходимые для преодоления профильного и ин-

дуктивного сопротивления несущего винта, вредного сопротивления вертолета без несущего винта и для набора высоты. Очевидно, что для подсчета мощности, потребной для полета вертолета по заданной траектории с заданной скоростью, необходимо подсчитать отдельные отношения сопротивлений к подъемной силе в уравнении (VIII. 4), сложить их и затем, пользуясь уравнением (VIII. 6), определить потребную мощность на валу несущего винта. Поэтому нашей задачей сейчас будет рассмотрение значения каждого члена уравнения (VIII. 4).

Расчет отношений сопротивления к подъемной силе

Отношение индуктивного сопротивления к подъемной силе. В уравнении (VII. 75) отношение индуктивного сопротивления к подъемной силе выражено формулой

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{c_r}{4\mu(u^2 + \lambda^2)^{\frac{1}{2}}}. \quad (\text{VIII. 7})$$

Считая, что $Y = T \cos \alpha$, получим

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{c_r}{4} \left[\frac{1}{\cos^3 \alpha (u^2 + \lambda^2)^{\frac{1}{2}}} \right]. \quad (\text{VIII. 8})$$

При характеристике режима μ больше 0,10 (приблизительно) выражение в скобках в уравнении (VIII. 8) можно принять равным единице, и, следовательно, отношение индуктивного сопротивления к подъемной силе можно рассчитать только по коэффициенту подъемной силы несущего винта. Причины ограничения использования более простых выражений понятны из сказанного ниже.

Рассмотрим несущий винт вертолета как жестко закрепленное крыло самолета. Тогда, если предположить, что индуктивный поток несущего винта распределен поперек диска равномерно, согласно элементарной теории крыла количество воздуха, на которое за одну секунду воздействует несущий винт, определится как произведение площади круга радиуса R на скорость полета. Подъемная сила или тяга несущего винта на основании теоремы о количестве движения будет

$$Y = \pi R^2 \rho V (2v) \quad (\text{VIII. 9})$$

(уравнение (VIII. 9) равнозначно уравнению (VII. 3), если предположить, что угол атаки несущего винта σ на фиг. VII. 4 равен нулю и что часть индуктивного потока v в общем потоке сквозь диск несущего винта пренебрежимо мала).

Так как индуктивное сопротивление X_i равно компоненту подъемной силы по направлению скорости V , то

$$\frac{X_i}{Y} = \left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{v}{V}. \quad (\text{VIII. 10})$$

Объединяя уравнения (VIII.9) и (VIII.10), получим

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{Y}{2\pi R^2 \rho V^2}$$

или

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{c_y}{4}. \quad (\text{VIII. 11})$$

Следовательно, отношение индуктивного сопротивления к подъемной силе можно легко подсчитать по отношению $\frac{c_y}{4}$ для всех скоростей полета, кроме режима, близкого к висению, или полета на больших углах атаки несущего винта. При больших углах атаки или при малых скоростях полета (между нулем и приблизительно 45 км/час), где индуктивный поток значителен по сравнению с режимом полета вперед, $\left(\frac{X}{Y}\right)_i$ должно определяться по уравнениям (VIII.7) и (VIII.8).

Отношение вредного сопротивления к подъемной силе. Вредное сопротивление фюзеляжа, втулки несущего винта и всех ненесущих деталей вертолета можно выразить формулой

$$X_{\text{вр}} = c_{x \text{ вр}} \frac{1}{2} \rho V^2 \pi R^2, \quad (\text{VIII. 12})$$

где $c_{x \text{ вр}}$ — коэффициент вредного сопротивления. Обычно члены уравнения (VIII.12), представляющие коэффициент сопротивления и площадь, объединяются в один параметр, называемый плоской пластинкой эквивалентного сопротивления и обозначаемый f . При этом уравнение (VIII.12) примет вид

$$X_{\text{вр}} = f \frac{1}{2} \rho V^2. \quad (\text{VIII. 13})$$

Разделив уравнение (VIII.13) на подъемную силу несущего винта, получим

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\text{вр}} = \frac{f \frac{1}{2} \rho V^2}{Y} = \frac{1}{c_y} \frac{f}{\pi R^2}. \quad (\text{VIII. 14})$$

Отношение сопротивления набору высоты к подъемной силе. Рассмотрим вертолет, совершающий набор высоты под углом к горизонту $\theta_{\text{нрб}}$ (фиг. VIII.1). Если вертикальная скорость подъема вертолета V_y , то мощность, которую двигатель должен отдавать несущему винту для обеспечения данной скороподъемности, будет GV_y . Эквивалентная сила сопротивления, которая поглотила бы эту мощность при наборе вертолетом высоты со скоростью V , может быть просто определена из выражения

$$X_{\text{наб}} V = GV_y$$

или

$$X_{\text{наб}} = G \frac{V_y}{V}. \quad (\text{VIII. 15})$$

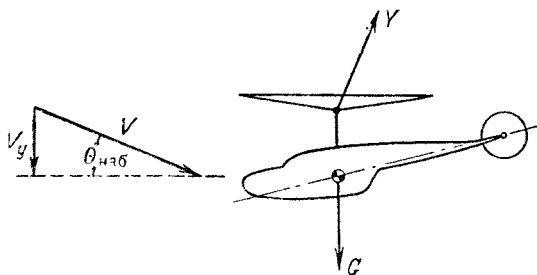
Заменяя G на $\frac{Y}{\cos \theta_{\text{наб}}}$ и $\frac{V_y}{V}$ на $\sin \theta_{\text{наб}}$, получим

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\text{наб}} = \operatorname{tg} \theta_{\text{наб}}. \quad (\text{VIII. 16})$$

Для небольших углов набора высоты отношение сопротивления набора высоты к подъемной силе можно непосредственно определить из отношения вертикальной скорости к скорости по траектории. Таким образом, для большинства расчетов

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{\text{наб}} = \frac{V_y}{V}. \quad (\text{VIII. 17})$$

При снижении вертолета сила веса уменьшает величину мощности, потребной для полета вертолета, и поэтому $\left(\frac{X}{Y}\right)_{\text{наб}}$ при спуске имеет отрицательное значение.



Фиг. VIII.1 Вертолет на режиме набора высоты

Отношение профильного сопротивления к подъемной силе. Как мы видели, три из четырех параметров, необходимых для определения мощности, потребляемой несущим винтом [уравнение (VIII.4)], можно быстро определить с помощью простых выражений, в которых несущий винт рассматривается только как несущая поверхность. Расчет же профильного сопротивления несущего винта обычно сложнее, если он делается точно, так как для этого необходимо сперва определить углы установки лопастей и поток сквозь диск несущего винта.

Отношение профильного сопротивления дано уравнением (VII.73) в следующей форме:

$$\begin{aligned} \frac{c_T}{\sigma} \left(\frac{X}{Y}\right)_p &= \frac{\delta_0}{a} (t_{6,1}) + \frac{\delta_1}{a} [(t_{6,2}) \lambda + (t_{6,3}) \theta_0 + (t_{6,4}) \theta_1] + \\ &+ \frac{\delta_2}{a} [(t_{6,5}) \lambda^2 + (t_{6,6}) \lambda \theta_0 + (t_{6,7}) \lambda \theta_1 + \\ &+ (t_{6,8}) \theta_0^2 + (t_{6,9}) \theta_0 \theta_1 + (t_{6,10}) \theta_1^2], \end{aligned} \quad (\text{VII. 18})$$

где профильное сопротивление элемента лопасти выражается уравнением

$$c_{xp} = \delta_0 + \delta_1 \alpha_r + \delta_2 \alpha_r^2. \quad (\text{VIII. 19})$$

Для определенного вертолета, летящего с заданной скоростью на данной высоте, все параметры уравнения (VIII. 18), кроме λ и θ , известны. Для определения λ и θ необходимо использовать уравнения тяги и крутящего момента, выведенные в предыдущей главе. Из уравнений (VII. 69), (VII. 71) и (VII. 72) видно, что c_T и m_k являются функциями λ , θ и μ , т. е.

$$c_T = f(\lambda, \theta, \mu),$$

$$m_k = F(\lambda, \theta, \mu).$$

Чтобы решить эти уравнения относительно λ и θ , должны быть известны μ , c_T и m_k , а и c_T — известные параметры, m_k , представляющий общий крутящий момент или мощность, поглощаемую на валу несущего винта, нельзя вычислить, пока не определена часть профильного сопротивления. Таким образом, чтобы вычислить $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$, необходимо задаться различными значениями m_k , пока не будет получено значение крутящего момента, равное сумме отдельных слагаемых, входящих в общий крутящий момент. Порядок вычислений должен быть следующий:

1) Задаемся значением m_k и определяем величины λ и θ , решая для этого уравнения тяги и крутящего момента.

2) Пользуясь полученными значениями λ и θ , определяем из уравнения (VIII. 18) величину $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$.

3) С помощью уравнения (VIII. 4) находим $\frac{X_2}{Y}$.

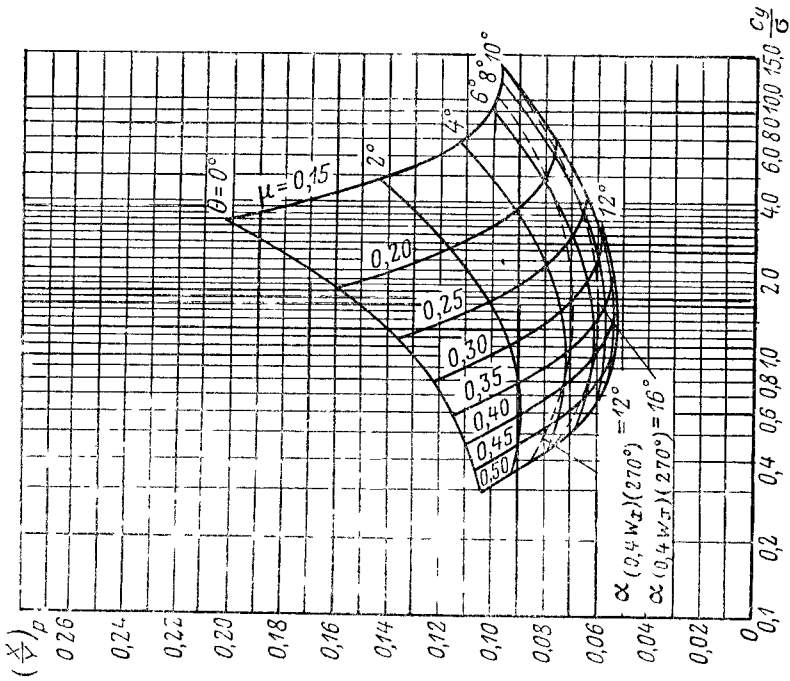
4) Превращаем $\frac{X_2}{Y}$ в M_k и затем в m_k , используя для этого уравнение (VIII. 6) и определение m_k .

5) Сравниваем значение m_k , которым задавались, с полученным в результате вычисления п. 4. Если получается разница, повторяем все операции с п. 1 по п. 4, пока задаваемое значение m_k не получится равным вычисленному.

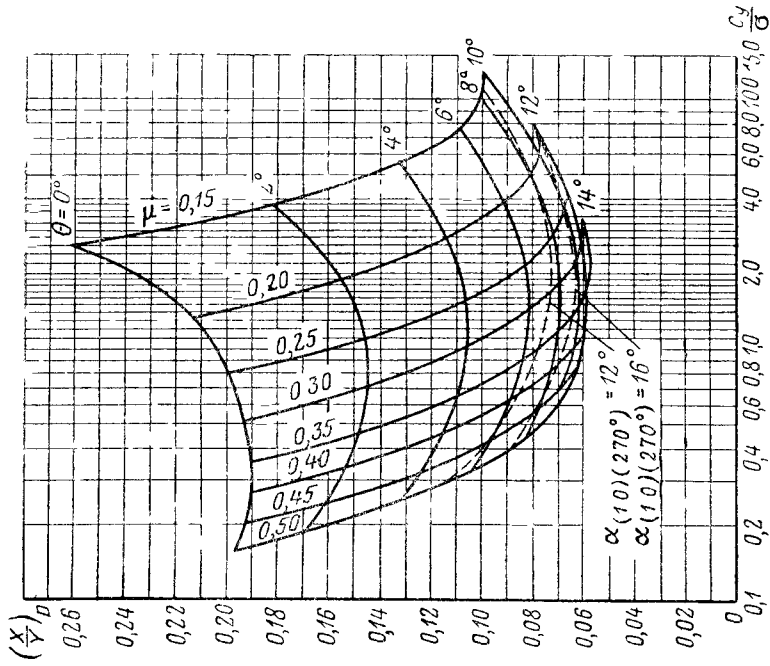
Вычисление последовательными приближениями не является особенностью данного метода расчета, но присуще в той или иной форме всем методам расчета. Вычисление $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$ можно сильно упростить применением графиков (библ. А, II. 16), которые мы теперь и рассмотрим.

Графики отношения профильного сопротивления к подъемной силе

Метод расчета. Графики фиг. VIII. 2 и VIII. 3 дают возможность определить отношение профильного сопротивления к подъемной силе для несущего винта вертолета, работающего в ре-

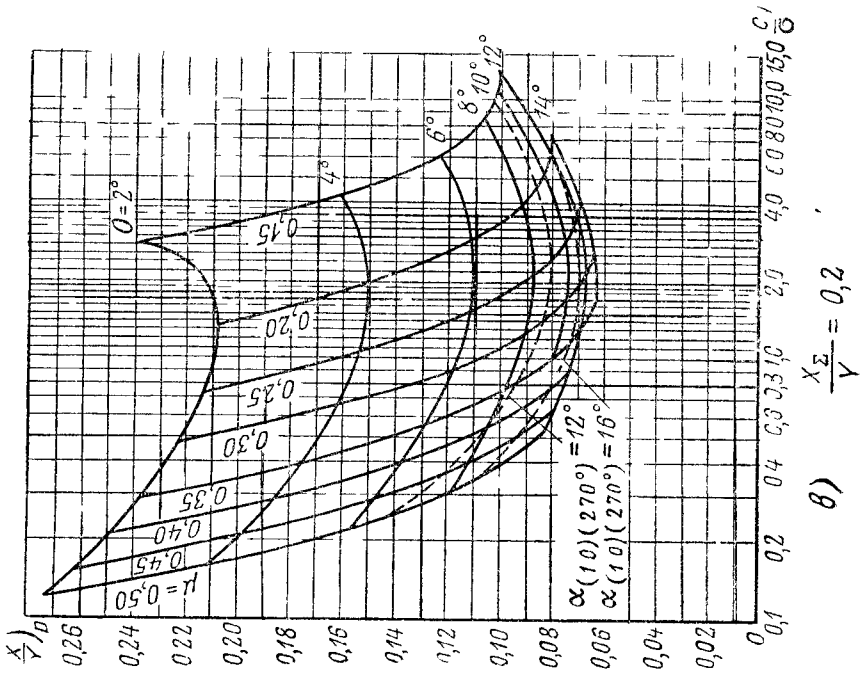


а) $\frac{X_\Sigma}{Y} = 0$

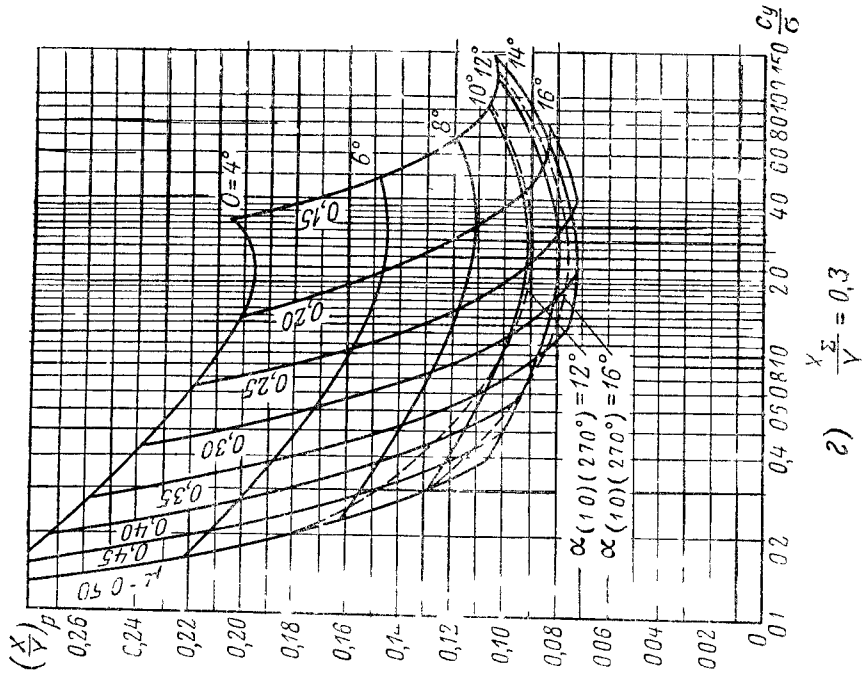


б) $\frac{X_\Sigma}{Y} = 0.1$

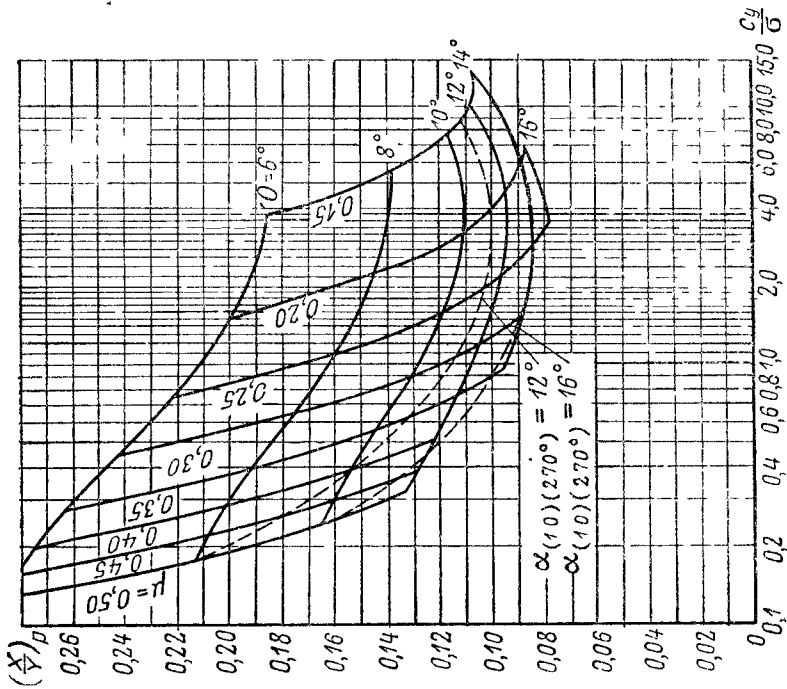
Фиг. \ III. 2. 1 график для определения отношения профильного сопротивления к подъемной силе



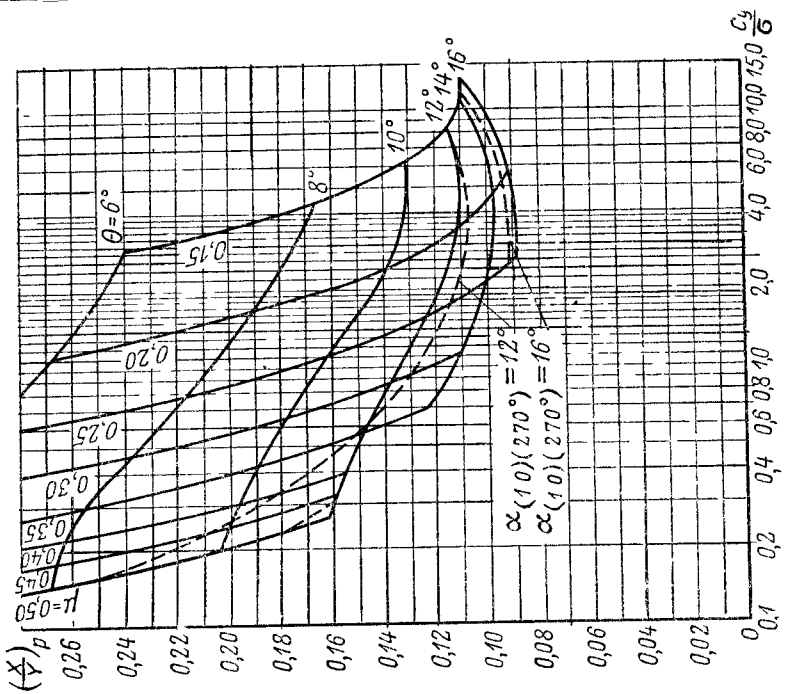
8) $\frac{x_{\Sigma}}{y} = 0,2$



2) $\frac{x_{\Sigma}}{y} = 0,3$

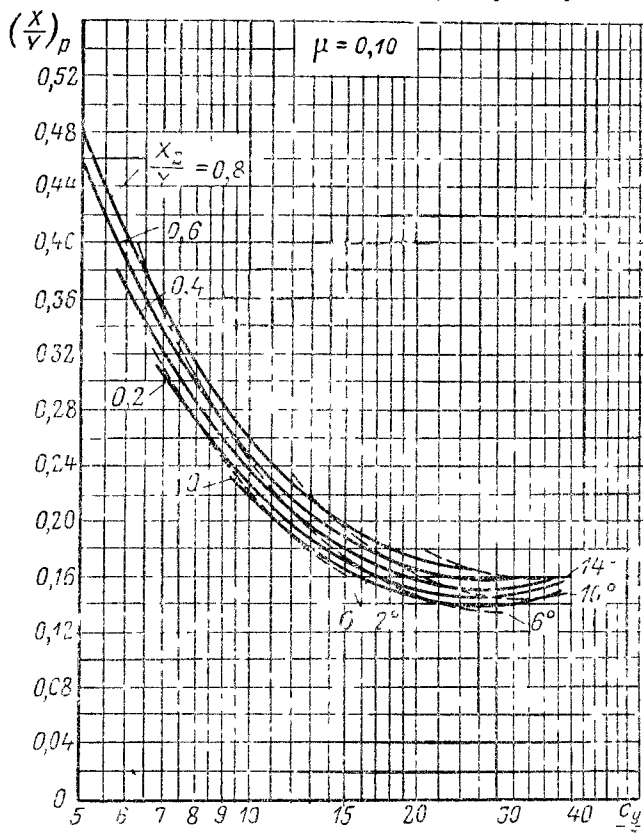


б) $\frac{x_2}{y} = 0,4$



в) $\frac{x_2}{y} = 0,5$

жиме полета вперед и имеющего шарнирные прямоугольные плоские лопасти. Графики охватывают диапазон мощностей (т. е. различные значения $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$), включающий планирование, горизонтальный полет и набор высоты со средней скороподъемностью. Каждый график фиг VIII. 2 выражает соотношение между характеристиками подь-



Фиг. VIII 3 Отношение профильного сопротивления к подъемной силе при $\mu=0,10$.

емной силы и профильного сопротивления несущего винта для различных комбинаций угла установки θ , σ и σ при определенных значениях располагаемой мощности в виде параметра $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$. Графики фиг. VIII. 2 распространены до значения $\mu=0,10$ на фиг. VIII. 3, на которой даны кривые $(\frac{X}{Y})_p$ для всех значений $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$ при $\mu=0,10$.

Для построения графиков отношений профильного сопротивления к подъемной силе, кроме уравнений и таблиц, данных в предыдущей главе, были использованы следующие соотношения.

Из уравнения (VIII. 6) и полагая, что $Y = T \cos \sigma$,

$$\frac{X_{\Sigma}}{Y} = \frac{m_k}{c_{\tau p}}. \quad (\text{VIII. 20})$$

Также полагая, что $\cos \alpha = 1$,

$$G = c_v \frac{1}{2} \rho V^2 \pi K^2 = \frac{1}{2} c_{\tau} \pi K^2 \rho (\omega K)^2$$

или

$$\frac{c_y}{\sigma} = \frac{c_{\tau}}{\rho \pi \sigma}. \quad (\text{VIII. 21})$$

Вычисления производились при постоянных для каждого графика значениях $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$ путем изменения $\frac{c_y}{\sigma}$ для различных значений ρ . Для каждого значения $\frac{c_y}{\sigma}$ и ρ с помощью уравнений (VIII. 20) и (VIII. 21) определялись соответствующие значения $\frac{c_{\tau}}{\sigma}$ и $\frac{m_k}{\sigma}$. По известным значениям тяги, крутящего момента и ρ определялись углы установки θ и коэффициент протекания λ . По трем основным известным переменным λ , θ и ρ на основании уравнения (VIII. 18) для неизменных условий определялось отношение профильного сопротивления к подъемной силе. Так как знание угла установки весьма полезно, то значения θ , полученные в процессе вычисления, были также нанесены на графики. Область применения. Графики, построенные на основании теории, изложенной в работе (библ. А, II, 18), могут быть использованы с известными ограничениями. Разберем случаи возможного применения этих графиков.

Несущий винт, для которого были построены приведенные графики, имел лопасти с массовой характеристикой $\gamma = 7,5$, но графики применимы для лопастей с массовой характеристикой от 0 до 12,5. Этот диапазон включает все несущие винты обычных типов.

Хотя графики были построены для лопастей прямоугольной формы, данные, получаемые с графиков, хорошо сходятся с данными, полученными при летных испытаниях лопастей с сужением 3:1, при условии, что заполнение несущего винта рассчитывалось на базе эквивалентной хорды, как описано в главе III.

Теория несущего винта, изложенная в библ. А, II, 18, включает случай лопастей, имеющих любую степень линейной крутки. Графики фиг. VIII. 2 и VIII. 3 построены для лопастей, не имеющих крутки. Строго говоря, для различных круток должны быть построены свои серии кривых. Приведенные графики могут использоваться для лопастей, имеющих обычную крутку, нужно только помнить, что в общем лопасти, имеющие крутку -8° , имеют профильное сопротивление приблизительно на 5% меньше плоских лопастей.

При составлении графиков использовалась та же самая кривая сопротивления, что и при рассмотрении режима висения в главе III, а именно:

$$c_{xp} = 0,0087 - 0,0216 \alpha_r + 0,400 \alpha_r^2. \quad (\text{VIII. 22})$$

Эта кривая сопротивления соответствует сопротивлению практически выполненной лопасти с обычными профилями, точно выдержанным профилем передней кромки и жесткой поверхностью. Однако графики можно использовать для лопастей с грубой поверхностью или плохо изготовленных лопастей с обычными профилями. Для этого нужно отношение профильного сопротивления к подъемной силе, полученное с графиков, умножить на коэффициент «грубости», представляющий собой отношение средней ординаты кривой сопротивления действительной лопасти к средней ординате кривой сопротивления, используемой на графиках. Если две кривых сопротивления не подобны по форме, то при определении этого фактора должно приниматься во внимание относительное значение различных углов атаки. Применение этого приема разъясняется ниже, при рассмотрении кривой относительных затрат мощности. Применение коэффициента «грубости» иллюстрируется ниже в настоящей главе.

Отметим, что поляра сопротивления, на основе которой построены графики, становится неприменимой при закритических углах атаки и теория дает соответственно завышенные данные при работе на режимах, где имеет место срыв. Поэтому на графиках нанесены линии границ, за которыми теория дает завышения (так как она не учитывает влияние срыва). Нанесенные линии соответствуют условиям, при которых расчетный угол атаки на конце отступающей лопасти равен 12° и 16° . Две линии даны в предположении, что угол срыва обычных профилей лежит в диапазоне 12° — 16° . Кроме указанных условий, при которых теория начинает давать завышенные данные, граничные линии также указывают области оптимальных характеристик (об этом см. следующую главу). Вопрос о том, почему выбраны углы атаки отступающей лопасти как указатели срыва на лопастях, а также влияние срыва на потребную мощность и максимальную скорость вертолета рассматриваются в следующей главе.

Пример расчета. Для иллюстрации применения графиков для расчета мощности, потребной вертолету при определенном комплексе условий, разберем пример.

Вертолет с перечисленными ниже характеристиками летит на уровне моря со скоростью 24 м/сек при характеристике режима работы винта $\mu = 0,20$.

Нагрузка на диск	12,4 кг/м ²
Полетный вес	1420 кг
Форма лопастей в плане	прямоугольная
Крутка	нет
Заполнение	0,07
Вредная пластинка	1,4 м ²

Из приведенных значений получаем $c_y = 0,329$ и $\frac{c_y}{\sigma} = 4,70$.

Для получения первого приближения к $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$ примем $\frac{X_\Sigma}{Y} = 0,2$. С графика (фиг. VIII.2, в) на пересечении кривой для $\mu = 0,2$ с линией $\frac{c_y}{\sigma} = 4,70$ получаем значение $\left(\frac{X}{Y}\right)_p = 0,086$. Величина $\left(\frac{X}{Y}\right)_i$ предполагается равной $\frac{c_y}{4}$. Теперь определяем отношение $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр}$:

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр} = \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,125 \cdot 1,4 \cdot 24^2}{1420} = 0,036.$$

Так как мы рассматриваем горизонтальный полет, при котором $\left(\frac{X}{Y}\right)_{наб} = 0$, то из уравнения (VIII.4) получаем величину $\frac{X_\Sigma}{Y}$.

$$\frac{X_\Sigma}{Y} = 0,086 + 0,082 + 0,036 + 0 = 0,204.$$

В качестве второго приближения значение $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$ можно получить интерполяцией между графиками для $\frac{X_\Sigma}{Y} = 0,2$ и $\frac{X_\Sigma}{Y} = 0,3$. Полученное значение находится в пределах точности чтения графиков, равно первоначальному значению 0,086, и поэтому нет необходимости производить дальнейшие вычисления. (При некотором опыте даже второе приближение можно опустить, а при расчете первого приближения достаточно воспользоваться графиком, имеющим ближайшее значение $\frac{X_\Sigma}{Y}$).

Теперь можно рассчитать общую потребную мощность на валу несущего винта для данных условий:

$$\frac{0,204 \cdot 1420 \cdot 24}{75} = 93 \text{ л. с.}$$

Мощность, поглощаемую хвостовым винтом, также можно определить с помощью графиков. Прежде чем перейти к определению мощности, поглощаемой хвостовым винтом, отметим, что эта мощность зависит от расположения его оси относительно траектории полета. Если ось зафиксирована с отклонением назад от траектории полета, то будет иметь место поток «вверх» сквозь диск хвостового винта, соответствующий режиму самовращения, и на хвостовой винт будет расходоваться очень мало мощности. Сила, необходимая для протаскивания хвостового винта сквозь воздух, создается несущим винтом, который своей тягой преодолевает сопротивление хвостового винта как вредное сопротивление. По мере наклона оси

управления хвостового винта вперед винг поглощает все больше мощности, так как он начинает работать подобно несущему винту, т. е. развивает тягу сам, протаскивая себя сквозь воздух. В это же время главный винт затрачивает меньше мощности на преодоление сопротивления хвостового винта. Таким образом, распределение мощностей между главным и хвостовым винтами зависит от наклона оси управления хвостового винта.

Перейдем к расчету. Положим, хвостовой винт работает на режиме $\sigma = 0,2$, имеет прямоугольные плоские лопасти с заполнением $\sigma = 0,10$ и радиусом $1,20$ м. Ось управления расположена под углом 0° , на расстоянии $7,3$ м от оси несущего винта.

Окружная скорость несущего винта

$$\omega_{н.г} \approx \frac{V}{\mu R} = \frac{24}{0,2 \cdot 6} = 20 \text{ рад/сек.}$$

Угловая скорость хвостового винта

$$\omega_{х.в} = \frac{24}{0,2 \cdot 1,2} = 100 \text{ рад/сек.}$$

Тяга хвостового винта

$$T_{х.в} = \frac{N_{х.в} 75}{\omega_{х.в} 7,3} = \frac{93,75}{20 \cdot 7,3} = 47,7 \text{ кг.}$$

Коэффициент тяги

$$c_{T_{х.в}} = \frac{2 \cdot 47,7}{\pi \cdot 1,2^2 \cdot 0,125 (100 \cdot 1,2)} = 0,01172.$$

Коэффициент протекания можно определить из уравнения (VII. 8), которое для малых значений λ принимает вид

$$\alpha = \frac{\lambda}{\rho} + \frac{c_1}{4\rho^2}. \quad (\text{VIII. 23})$$

Пологая $\alpha = 0$ и решая относительно λ , получим

$$\lambda = -\frac{c_1}{4\rho} = \frac{-0,01172}{4 \cdot 0,2} = -0,0146.$$

Подставив полученное значение λ в уравнение (VII. 69), получим угол установки лопасти $\theta = 4,47^\circ$. Затем воспользуемся соотношениями, даваемыми уравнением (VIII. 21):

$$\frac{c_T}{\sigma} = \frac{c_1}{\sigma^2} = \frac{0,01172}{0,1 \cdot 0,01} = 2,94.$$

Значение $\frac{X_\Sigma}{Y}$, соответствующее заданным и вычисленным значениям ρ , θ и $\frac{c_T}{\sigma}$, находим интерполицией между $\frac{X_\Sigma}{Y} = 0,10$ и $\frac{X_\Sigma}{Y} = 0,20$ на графике. Получаем величину $0,138$ и

$$N_{х.в} = \frac{X_\Sigma}{Y} \frac{TV}{75} = 2,1 \text{ л. с.}$$

Так как хвостовой винт также создает сопротивление, то общая мощность, затрачиваемая на преодоление крутящего момента (распределенная между несущим винтом и хвостовым), скорее должна определяться из суммы значений $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$ и $\left(\frac{X}{Y}\right)_i$, чем по $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$. Величину $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$ при $\frac{X_{\Sigma}}{Y} = 0,138$ находим интерполяцией между графиками. Получаем величину 0,120. Также

$$\left(\frac{X}{Y}\right)_i = \frac{c_v}{\sigma} \cdot \frac{\sigma}{4} = 0,0735.$$

Общая величина $\left(\frac{X}{Y}\right)_{x.в.} = 0,1935$, что соответствует мощности 2,9 л. с.

Разница между двумя полученными мощностями (2,9 и 2,1) есть результат сопротивления хвостового винта и, следовательно, должна печататься через вал несущего винта на преодоление доволнительного вредного сопротивления. Исправленное значение мощности на валу несущего винта будет $93 + 0,8 = 93,8$ л. с.

Влияние режима полета на профильное сопротивление. С точки зрения конструктора необходимо определить режим работы несущего винта, при котором будет достигаться наибольший к. п. д. Для вертолета с данной нагрузкой на диск и вредным сопротивлением индуктивные и вредные потери при определенной скорости полета постоянны. Однако профильные потери, составляющие значительную часть общих потерь несущего винта при полете вперед, зависят от факторов, которые может менять конструктор. Этими факторами являются: угол установки лопасти, коэффициент тяги несущего винта и заполнение. Влияние этих величин видно из графиков фиг. VII. 2.

Изучение графиков показывает, что минимальное отношение профильного сопротивления к подъемной силе получается при любом α при наибольшем угле установки лопасти или при наибольшем значении среднего коэффициента подъемной силы несущего винта (представляемого отношением $\frac{c_v}{\sigma}$), когда угол атаки сечения на конце отступающей лопасти близок к критическому. Другими словами, оптимальные характеристики получаются на данном α при работе на режиме, возможно более близком к срыву. Это заключение справедливо для любых условий полета, так как ранее было показано, что наилучшие характеристики на режиме висения получаются также тогда, когда несущий винт работает на углах атаки, близких к срывным (работа несущего винта на закритических режимах рассмотрена в следующей главе). Из этих графиков также видно, что оптимальная величина характеристики режима работы винта для обычных вертолетов лежит приблизительно около 0,25.

Расчет характеристик набора высоты

Задача расчета характеристик набора высоты решается просто с помощью графиков характеристик. При расчете набора высоты могут решаться две задачи:

1) расчет скороподъемности при заданной скорости и располагаемой мощности или

2) расчет потребной мощности для получения заданной скороподъемности при заданной скорости.

Практически определять величину скороподъемности требуется для различных значений полетного веса, высот, оборотов несущего винта и др.

Расчет скороподъемности (или снижения) при заданной располагаемой мощности производится в следующем порядке:

1) По заданным располагаемой мощности и полетному весу (считая, что $G=Y$) определяется величина $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$.

2) По данным полетному весу, высоте и скорости полета и геометрическим размерам несущего винта определяются $\frac{c_y}{\sigma}$,

$\left(\frac{X}{Y}\right)_i$ и $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр}$.

3) По найденным значениям $\frac{X_{\Sigma}}{Y}$, $\frac{c_y}{\sigma}$ и μ по графикам характеристик находится величина $\left(\frac{X}{Y}\right)_p$.

4) По общему уравнению характеристик (VIII.4) вычисляется $\left(\frac{X}{Y}\right)_{наб}$.

5) Определяется скороподъемность по уравнению (VIII.17).

Если угол набора высоты будет велик, проделанное можно повторить исходя из условий $Y=G \cos \theta_{наб}$ вместо принятого ранее $Y=G$. Вычисление п. 1 для снижения на режиме самовращения может не производиться, так как $\frac{X_{\Sigma}}{Y}=0$.

Рассмотрим пример расчета, взяв вертолет с данными, приведенными в предыдущем разделе, считая, что располагаемая мощность равна 140 л. с.

$$1) \frac{X_{\Sigma}}{Y} = \frac{14 \cdot 1,75}{24 \cdot 1420} = 0,336.$$

$$2) \frac{c_y}{\sigma} = 4,70; \quad \left(\frac{X}{Y}\right)_i = 0,082; \quad \left(\frac{X}{Y}\right)_{вр} = 0,036.$$

3) Пользуясь графиком фиг. VIII. 2, z $\left(\frac{X_{\Sigma}}{Y} = 0,30\right)$, на пересечении линий $\frac{c_y}{\sigma} = 4,70$ и $\mu = 0,20$ получим значение $\left(\frac{X}{Y}\right)_p = 0,089$.

$$4) \left(\frac{X}{Y}\right)_{\text{наб}} = 0,306 - 0,039 - 0,082 - 0,036 = 0,099.$$

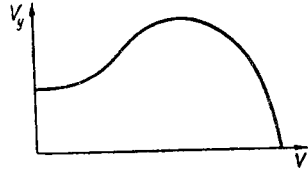
$$5) V_y = 0,099 \cdot 24 = 2,4 \text{ м/сек} = 144 \text{ м/мин.}$$

Полученный угол набора высоты мал (около 6°), поэтому нет необходимости повторять расчет для нового значения Y .

Кривая скороподъемности по скорости для обычных вертолетов приведена на фиг. VIII. 4.

Мощность, потребная для набора высоты, при заданной скороподъемности и скорости полета может определяться подобно тому, как находилась мощность, потребная при горизонтальном полете вертолета, с тем отличием, что заданное значение $\left(\frac{X}{Y}\right)_{\text{наб}}$ подставляется в уравнение

общих характеристик до определения $\frac{X_y}{Y}$. Так как угол набора высоты известен с самого начала, тяга несущего винта может быть непосредственно определена из условия $G \cos \theta_{\text{наб}}$.



Фиг. VIII. 4. Кривая скороподъемности по скорости для обычного вертолета.

Расчет дальности и продолжительности полета

Скорости, при которых получаются максимальная дальность и продолжительность полета, можно определить аналитически, но значительно проще рассчитать и построить кривую потребной мощности для горизонтального полета и снять с нее искомые величины. На фиг. VIII. 5 видно, что скорость, дающая максимальную дальность, находится в точке касания прямой, проведенной из начала координат, к кривой потребной мощности, так как в этой точке отношение потребной мощности к скорости (и, следовательно, километровой расход топлива) достигает минимума.



Фиг. VIII. 5. Точки на кривой потребной мощности, соответствующие скорости полета, при которых достигаются наибольшая продолжительность и дальность полета.

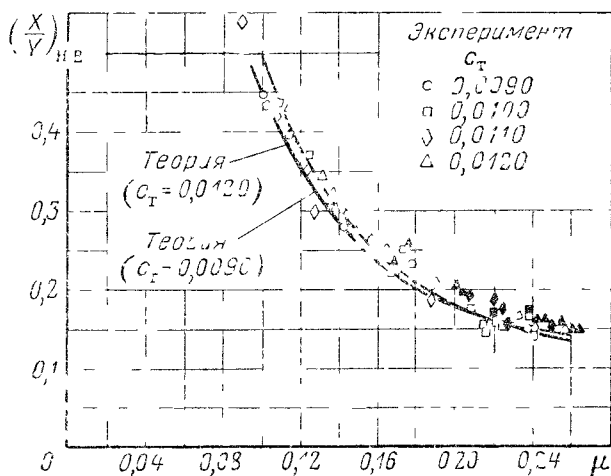
Наибольшая продолжительность полета получается в точке, где потребная мощность минимальна.

Экспериментальные данные и их сравнение с теорией

Как и в случае висения, правильное сравнение фактических летных данных с расчетными для горизонтального полета не могло быть произведено в течение многих лет ввиду отсутствия точных экспериментальных данных. Для правильного сравнения необходимо точно замерить в полете потребляемую мощность и скорость верто-

лета. Кроме того, если желательно получить характеристики изолированного винта, а не вертолета в целом, то необходимо точно знать вредное сопротивление фюзеляжа, хвостового винта и других несущих деталей машины. С помощью специальной аппаратуры НАСА получены точные данные летных испытаний и продувок в трубах нескольких натуральных несущих винтов, которые сравнивались с теоретическими данными (библ. А, II 3, II 4, II 5 и II 6).

Данные сравнения замеренных и расчетных характеристик несущего винта, имеющего лопасти с полотняным покрытием, приведены на фиг. VIII.6. Данные, полученные при летных испытаниях



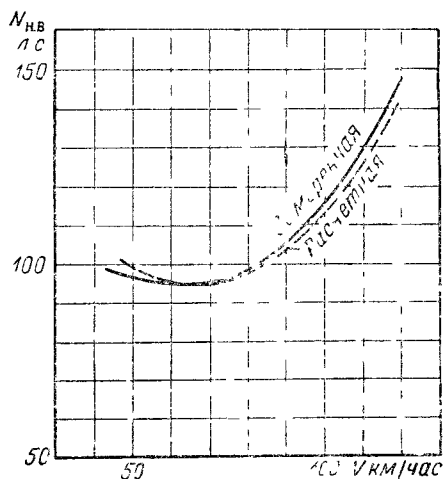
Фиг VIII.6 Сравнение расчетных и экспериментальных данных для несущего винта, имеющего лопасти с полотняным покрытием, в режиме моторного полета

(библ. А, II 4), представлены в общей безразмерной форме отношения $\left(\frac{X}{Y}\right)_{н.в.}$ как функция μ и сгруппированы соответственно коэффициентам тяги. Точки, для которых расчетный угол атаки на конце возвращающейся лопасти больше 12° , залиты черным (на пример, \blacktriangle). Наблюдение с помощью шелковинок за несущим винтом, так же как и за сечением лопасти в трубе, показывает, что угол 12° весьма близок к критическому углу профиля испытанных лопастей. Чтобы не затемнять график, на нем приведены только две кривые, представляющие крайние значения коэффициентов тяги 0,012 и 0,009.

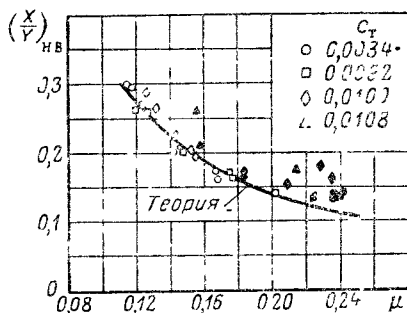
Из графика фиг VIII.6 видно, что теоретические кривые хорошо согласуются с результатами испытаний при отсутствии срыва. При наличии срыва расчет, который не учитывает его влияния, дает заниженное значение потерь несущего винта на больших μ .

Теоретические кривые также дают пример того, как графики характеристик фиг VIII.2 и VIII.3 можно использовать для ло

пастей, имеющих сопротивление, отличное от того, на базе которого построены эти графики. Как уже указывалось, эти графики были построены на основании кривых сопротивления лопастей, имеющих фанерное покрытие. При использовании графиков для лопастей, имеющих сравнительно грубое деформируемое полотняное покрытие, данные сопротивления которого представлены на фиг. VIII. 6, отношение профильного сопротивления к подъемной силе, взятое по графикам, должно быть увеличено на 28%. Это эквивалентно увеличению сопротивления исходного профиля на 50%, так как поляр сопротивления графиков уже включает 17% надбавки, учитывающей грубость покрытия (т. е. $1,17 \cdot 1,28 = 1,50$). Полученный поляр сопротивления (с 50% надбавки за счет грубости по-



Фиг. VIII.7 Сравнение расчетной потребности мощности с замеренной в моторном полете (на валу несущего винта) мощностью



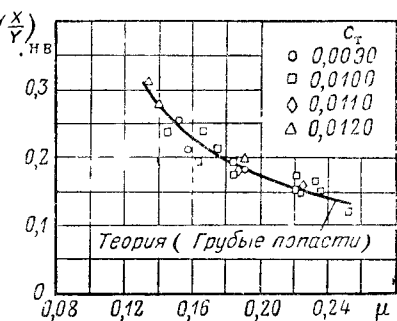
Фиг. VIII.8 Сравнение расчетных и экспериментальных данных для несущего винта, имеющего лопасти с фанерным покрытием, на режиме моторного полета

крытия) сравнивалась с данными, полученными при испытаниях в трубе образца лопасти с полотняным покрытием.

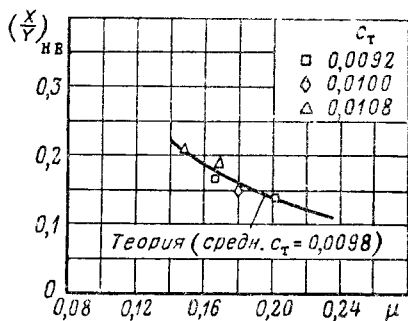
На фиг. VIII. 7 показана кривая зависимости мощности на валу несущего винта в зависимости от скорости полета, рассчитанная для полета вертолета в условиях стандартной атмосферы, на уровне моря, при полетном весе машины 1160 кг и вредном сопротивлении, эквивалентном сопротивлению пластинки площадью $1,4 \text{ м}^2$. Из графика видно, что сходимость достигает 98% мощности на валу винта.

Пользование графиками характеристик для несущего винта, имеющего данные по сопротивлениям, подобные тем, которые были использованы при составлении графиков, показано на фиг. VIII. 8. График позволяет сравнивать безразмерные характеристики относительно гладких лопастей с фанерным покрытием, имеющих кривую -8° , полученных в результате летных испытаний, с теоретической кривой, представляющей собой средние коэффициенты тяги, при ко-

ором снимались эти данные. Из графика видно, что имеется хорошая сходимость точек, не имеющих срыва. Когда было произведено сравнение данных, полученных путем расчета конкретно для каждой умеренной точки, вместо сравнения с одной кривой, рассчитанной для среднего коэффициента, была получена хорошая сходимость — отклонения не превышали 1—2% для условий полета при отсутствии срыва (фиг. VIII. 6).



Фиг. VIII. 9 Сравнение расчетных и экспериментальных данных для несущего винта, имеющего лопасти с полотноным покрытием, на режиме самовращения



Фиг. VIII. 10. Сравнение расчетных и экспериментальных данных для несущего винта, имеющего лопасти с фанерным покрытием, на режиме самовращения

Были проверены расчетные данные двух видов покрытия лопастей в условиях полета на режиме самовращения. Теоретические кривые, полученные расчетом с помощью графика $\frac{X_S}{Y} = 0$, хорошо совпадают с экспериментальными данными для обоих винтов (фиг. VIII. 9 и VIII. 10).

Сравнение данных, полученных расчетом, с данными, полученными при летных испытаниях, позволяет сделать вывод, что изложенной теорией можно с достаточной степенью точности пользоваться для определения характеристик одновинтового вертолета на режимах установившегося полета. Хорошая сходимость между теорией и экспериментом подтверждает, что при расчете средних сил на несущем винте (для динамических условий, имеющих место при работе несущего винта) могут использоваться статические двумерные характеристики профилей.

Влияние характеристик профиля на характеристики несущего винта

Влияние характеристик профилей на профильные потери несущего винта может вызываться двумя причинами:

1) изменением характеристик профильного сопротивления одного и того же профиля при изготовлении неидентичных лопастей

(производственные неточности) или износом и повреждением лопастей при эксплуатации;

2) применением различных профилей для лопастей.

Большое значение гладкой недеформируемой поверхности лопастей для снижения потребляемой несущим винтом мощности при всех режимах полета много раз подтверждалось теоретическими и экспериментальными исследованиями. Здесь достаточно указать, что натурные испытания в трубах и летные испытания показали, что несущий винт, имеющий лопасти с негладкой деформируемой поверхностью (с полотняным покрытием и набором нервюр), поглощает для поддержания вертолета одного и того же веса на висении на 10% больше мощности, чем несущий винт с лопастями той же формы, но имеющими гладкую недеформируемую поверхность. Приблизительно такого же увеличения мощности требует винт с лопастями, имеющими полотняное покрытие, при горизонтальном полете на скорости, соответствующей минимальной потребной мощности. Испытания вертолета с двумя типами лопастей показали, что лопасти с грубым покрытием увеличивают приблизительно на 10% минимальную скорость снижения на режиме самовращения (подробнее см. библи. А, I. 8, I. 12 и II. 4).

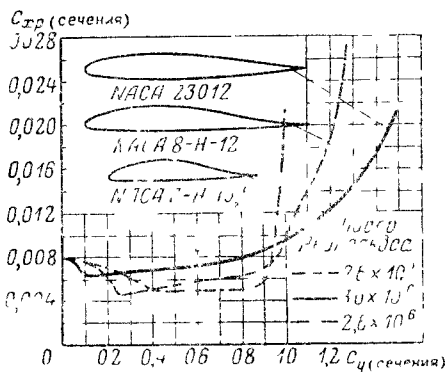
Теоретические исследования показали, что значительная экономия мощности, расходуемой на преодоление профильного сопротивления, может быть получена при применении профилей, специально разработанных для несущих винтов вертолетов, подобно тому как это делается для самолетов и пропеллеров. Хотя в настоящее время у большинства вертолетов лопасти винта имеют обычные крыловые профили, разработке специальных вертолетных профилей уделяется серьезное внимание.

К профилям для лопастей несущих винтов вертолетов предъявляются следующие требования:

- 1) большая величина критического угла атаки;
- 2) высокое критическое число M ;
- 3) момент, близкий к нулю;
- 4) малое сопротивление в диапазоне малых и средних значений коэффициента подъемной силы;
- 5) умеренное сопротивление на больших C_p .

Большинство профилей НАСА малого сопротивления, разработанных для крыльев и рулей, имеет слишком большие коэффициенты моментов, что делает невозможным их применение для лопастей. Большие коэффициенты момента вызывают нежелательные периодические силы на ручке управления, вибрации и нежелательные градиенты сил при отклонении ручки управления (все это вызывается периодической круткой лопасти). Симметричные профили малого сопротивления свободны от этого, но их недостатком является то, что половина диапазона коэффициента подъемной силы, на котором получается уменьшение сопротивления, расположена ниже нуля подъемной силы, в то время как имеющая большие скорости часть лопасти почти всегда работает на положительном коэффициенте подъемной силы.

Чтобы сместить диапазон малого сопротивления в зону рабочих коэффициентов подъемной силы и иметь безмомментный профиль, лабораторией НАСА разработано несколько специальных профилей (библ. А, IV. 2, IV. 4 и IV. 7). На фиг. VIII. 11 дано сравнение двух таких профилей с обычным широко применяемым профилем НАСА 23012. Из графика видно, что профили для лопастей вертолетов имеют меньшее сопротивление в диапазоне малых значений коэффициента подъемной силы, но их сопротивление начинает возрастать раньше и более интенсивно при увеличении углов атаки, чем у профиля НАСА 23012. Профиль 8-II-12, разработанный после



Фиг. VIII. 11 Аэродинамические характеристики обычного профиля и специальных профилей вертолетов

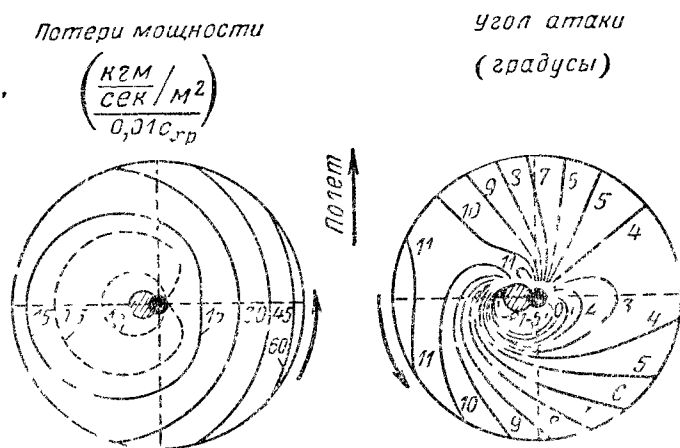
профиля 3-II-13,5, имеет лучшие характеристики на больших углах атаки, чем профиль 3-II-13,5.

Из характеристик профилей, приведенных на графике, видно, что если бы можно было ограничить диапазон работы несущего винта относительно малыми коэффициентами подъемной силы, профиль 8-II-12 дал бы лучшие результаты, чем профиль НАСА 23012. Однако одна кривая c_{xp} по σ_T не дает достаточно основания, чтобы сделать заключение о выгоде этих новых профилей при ра-

боте на режимах горизонтального полета, потому что угол атаки меняется от малых значений на стороне диска, где лопасть идет вперед, до больших значений на противоположной стороне диска при полете на одном и том же режиме, а также потому, что данное приращение коэффициента сопротивления имеет меньшее влияние на поглощаемую мощность на стороне диска, где лопасти движутся назад, чем на стороне диска, где лопасти движутся вперед. На фиг. VIII. 12 видно распределение углов атаки и распределение потерь мощности на единицу величины коэффициента профильного сопротивления для типового несущего винта при крейсерском полете.

Для быстрой количественной оценки данных, приведенных на фиг. VIII. 12, сведены на фиг. VIII. 13 в одну кривую, показывающую относительное значение различных частей кривой коэффициента профильного сопротивления сечения по углу атаки. Ординаты представляют мощность, затрачиваемую на преодоление профильного сопротивления всех элементов лопастей, работающих на определенном угле атаки, на единицу величины c_{xp} . Общую мощность, затрачиваемую на преодоление профильного сопротивления несущего винта, можно вычислить умножением ординат кривой фиг. VIII. 13 на ординаты кривой c_{xp} по углу атаки для данного профиля и затем подсчетом площади под результирующей кривой.

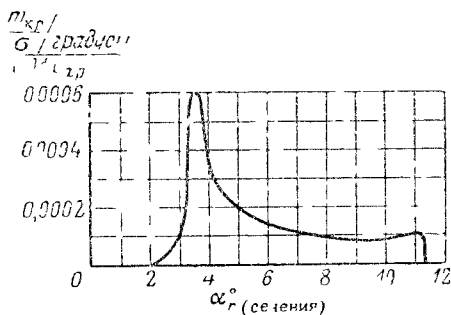
Из фиг VIII 13 видно, что в рассматриваемом случае наибольшие потери имеют место в диапазоне малых углов атаки, но значительные потери есть также на углах атаки до 12° . Следовательно,



Фиг VIII 12 Распределение потерь мощности и углов атаки по диску несущего винта ($V=88$ км/час, $\rho=0.20$ кг/м³)

если желательно избежать больших потерь мощности, нужно применять профили, имеющие незначительное увеличение сопротивления при угле атаки до 12° . Профиль 3-Н-13,5 поэтому не удовлетворяет поставленным требованиям. Таким образом, кривая фиг. VIII 13 удобна для оценки различных типов профилей.

Влияние нагрузки на диск и σ , как определены кривой относительных затрат мощности (фиг VIII 13) для трех типов профилей, показано в табл VIII 1. Из таблицы видно, что для малых нагрузок на диск и для всех значений σ , кроме самых высоких, два профиля для лопастей несущих винтов вертолетов имеют приблизительно одинаковые потери и они на 30% эффективнее, чем профиль 23012. Для высоких нагрузок и больших σ , когда имеет место срыв, профиль 3-Н-13,5 имеет наилучшие характеристики по срыву, в то время как профили 8-Н-12 и 23012 имеют близкие по величине потери между собой.



Фиг VIII 13 Кривая относительных затрат мощности на преодоление профильного сопротивления для несущего винта, изображенного на фиг VIII 12

Таблица VIII.1

Сравнение потерь на профильное сопротивление профилей НАСА 23.12; 3-Н-13,5 и 8-Н-12 при различных условиях полета

Условия работы		Потери на профильное сопротивление в л. с.			Примечание	
		НАСА 3-Н-13,5 гладкий	НАСА 8 Н-12 гладкий	НАСА 23012 гладкий		
1	$\rho \text{ кг/м}^2 = 7,6$	$\mu = 0$	16,0	14,4	20,1	Влияние нагрузки (режим висения)
2	16,2	0	14,5	18,5	24,1	
3	26,4	0	204,6	56,8	42,6	
4	$\mu = 0$	$\rho = 12,2$	14,2	16,3	21,7	Влияние μ
5	0,2	12,2	23,2	21,2	25,7	
6	0,3	12,2	54,5	36,7	31,0	
7	$\rho = 9,3$	$\mu = 0,2$	18,2	17,5	23,5	Влияние нагрузки (полет вперед)
5	12,2	0,2	23,2	21,2	25,7	
8	15,1	0,2	54,3	28,6	29,2	

В заключение можно сказать, что профиль 8-Н-12 имеет некоторые преимущества с точки зрения аэродинамики перед обычными профилями. Натурные испытания лопастей, имеющих профиль 8-Н-12, должны окончательно решить вопрос о преимуществах этого профиля в условиях полета.

Глава IX

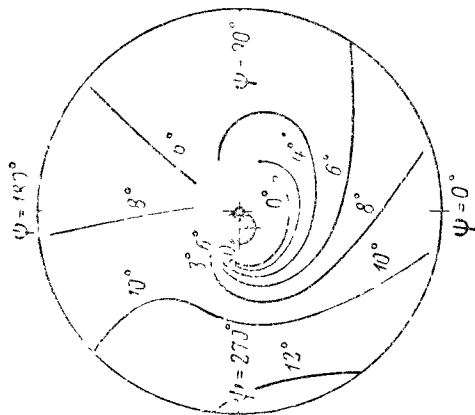
СРЫВ ПОТОКА НА ЛОПАСТЯХ НЕСУЩЕГО ВИНТА

В настоящей главе рассматривается срыв на лопастях и его влияние на ограничения летных условий вертолета. В то время как на самолете срыв на крыле происходит при малых скоростях полета, на вертолете срыв наступает на больших скоростях полета. Это становится понятным, если вспомнить, что отступающая лопасть по мере увеличения скорости полета встречает набегающий воздух все с меньшей скоростью. Однако эта лопасть должна создать свою часть подъемной силы, поэтому по мере уменьшения скорости обтекания лопасти при увеличении скорости полета увеличивается ее угол атаки. При достижении определенной скорости полета происходит срыв на отступающей лопасти.

Возрастание срыва на лопасти

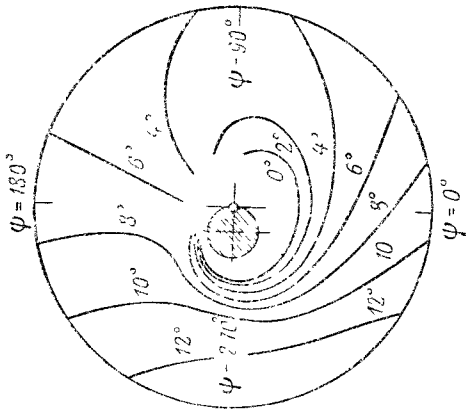
Из сказанного ясно, что срыв должен всегда наступать на той части диска, где лопасти идут по потоку. При полете вперед распределение углов атаки по лопасти весьма неравномерно, следовательно, можно ожидать, что какая-либо часть лопасти будет подвержена срыву потока ранее остальных. На фиг. VI. 22 было показано, что распределение углов атаки по лопасти является главным образом функцией величины и направления потока сквозь несущий винт. При увеличении потока, идущего сквозь несущий винт сверху вниз (вертолетный режим), углы атаки на концах лопастей возрастают по сравнению с углами у корня лопастей. При возрастании потока сквозь диск снизу вверх (автожирный режим) нагрузка перемещается по направлению к корню лопастей. Выше было показано, что при полете на вертолетном режиме по мере увеличения скорости полета полук сквозь диск возрастает, так как для преодоления сопротивления фюзеляжа несущий винт должен все больше наклоняться в направлении полета. Поэтому на вертолете углы атаки отступающей лопасти увеличиваются по мере увеличения скорости полета и наибольшие углы атаки получают на концах лопастей.

Начавшийся на концах отступающих лопастей срыв при увеличении скорости полета распространяется к оси винта. При полете на режиме самовращения срыв начинается у корня отступающей лопасти и распространяется к концу по мере увеличения скорости.



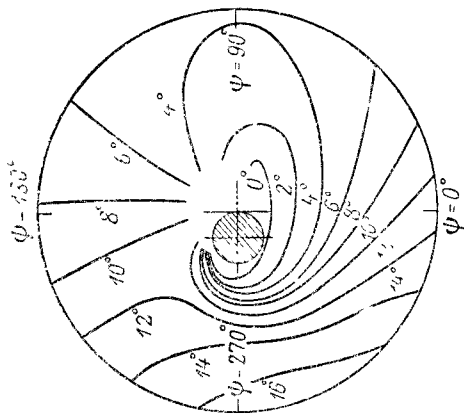
Фиг IX.1 Распределение углов атаки лопастей по диску несущего винта.

$$V = 61 \text{ км/час; } \omega R = 125 \text{ м/сек} \\ \left(\mu = 0,15, \frac{c_T}{\sigma} = 0,22; f = 1,67 \text{ м}^2 \right).$$



Фиг IX.2 Распределение углов атаки лопастей по диску несущего винта.

$$V = 112 \text{ км/час; } \omega R = 137 \text{ м/сек} \\ \left(\mu = 0, \frac{c_T}{\sigma} = 0,3; f = 1,67 \text{ м}^2 \right).$$



Фиг IX.3 Распределение углов атаки лопастей по диску несущего винта.

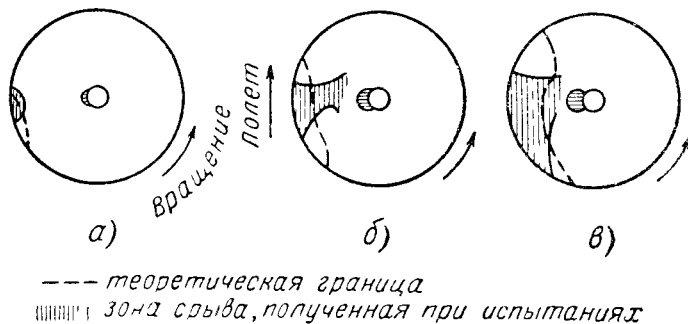
$$V = 112 \text{ км/час; } \omega R = 125 \text{ м/сек} \\ \left(\mu = 0,2; \frac{c_T}{\sigma} = 0,22; f = 1,67 \text{ м}^2 \right).$$

Распределение углов атаки по диску несущего винта, работающего на вертолетном режиме, показано на фиг. IX. 1, IX. 2 и IX. 3. На графиках приведен вид в плане на диск несущего винта при трех значениях μ . Направление вращения винта и полета показано углами азимута. Приведенные результаты были получены вычислением и соответствуют летным режимам, которые будут рассмотрены ниже. Линии внутри круга соответствуют постоянным значениям угла атаки. Небольшой заштрихованный круг представляет зону обратного обтекания. Величину угла атаки на каком-либо радиусе лопасти в интересующем нас азимуте находят по линии одинаковых углов, которая пересекает лопасть на заданном радиусе.

Лопасть, идущая навстречу потоку, имеет сравнительно равномерное распределение углов атаки. Изменение угла атаки на конце лопасти по азимуту происходит сравнительно плавно по синусоидальному закону, в то время как изменение углов атаки ближе к корню лопасти, например, на радиусе $0,4R$, на отступающей лопасти происходит весьма резко. Из сравнения трех графиков видно, что угол атаки на конце отступающей лопасти возрастает от величины, превышающей 12° , на фиг. IX. 1 до величины, превышающей 16° , на фиг. IX. 3. Площадь диска, которая будет подвержена срыву, зависит от срывных характеристик профилей, примененных на лопастях. Если на фиг. IX. 3 профиль имеет критический угол 12° , то очевидно, что вся площадь, расположенная налево от линии, соответствующей 12° угла атаки, будет представлять зону срыва потока с лопастей.

Сравнение расчетных и замеренных областей срыва

Точность определения зоны срыва расчетом по сравнению с результатами замеров в полете показана на фиг. IX. 4. На этой фигуре



Фиг. IX. 4. Сравнение зон срыва, полученных расчетом и экспериментом.

а — $V=64$ км час; $\omega R=125$ м сек; б — $V=112$ км час; $\omega R=137$ м сек; в — $V=112$ км час; $\omega R=125$ м сек.

пунктиром показаны зоны срыва, определенные расчетом по картинам распределения углов атаки по диску, приведенным на фиг. IX. 1, IX. 2 и IX. 3 (при условии, что срыв возникает при угле атаки 12°),

и заштрихованные площади представляют зоны срыва, полученные замером в полете (библ. А, II.9).

Зоны срыва выявлялись с помощью кинокамеры, расположенной на втулке несущего винта, и шелковинок, наклеенных на лопасть на различных радиусах. Угол атаки 12° был выбран потому, что испытания кусков лопасти в аэродинамической трубе показали, что срыв возникает при достижении этого угла.

Из фиг. IX.4 видно, что зоны срыва и их возрастание с увеличением угла атаки с удовлетворительной точностью определяются теоретическим расчетом. Приведенные выше диаграммы распределения углов атаки показывают, что градиент изменения угла атаки на конце отступающей лопасти небольшой, так что расхождение в границах зон срыва (на фиг. IX.4) не затрагивает сильно отличающихся значений углов атаки (По этой же причине контуры зон срыва показывают, что незначительное уменьшение критического угла приводит к значительному возрастанию зоны, охваченной срывом потока.)

Представляет интерес реакция летчика на появление срыва. Изображенные на фиг. IX.4, в условия срыва (большой срыв) являются наихудшими из тех, которые летчик мог выдержать, когда производил записи.

Для вертолета, испытывавшегося на срыв, достигнутые условия (приблизительно четверть окружности охвачено зоной срыва) представляют допустимую границу работы в условиях срыва. В условиях умеренного срыва летчик хотя и чувствовал трудности управления, однако мог продолжать удовлетворительно управлять машиной и делать записи. Из сказанного можно заключить, что небольшие зоны срыва вполне допустимы, в то время как полет при условии, когда срыв охватывает значительную область, недопустим.

Так как срыв начинается на концах отступающей лопасти, то расчет углов атаки в этой зоне может дать надежное определение условий работы несущего винта с точки зрения возможности возникновения срывов. Выразив срыв в функции одного и того же параметра, можно построить график влияния на срыв переменных, определяющих условия работы несущего винта

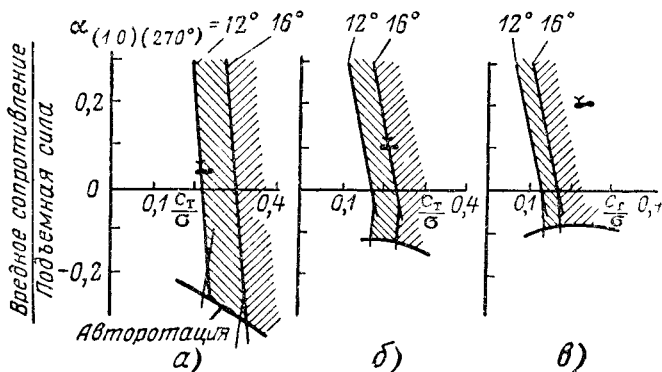
Факторы, влияющие на срыв потока на лопастях

Факторы, влияющие на срыв потока на лопасти, удобно суммировать и изучать на графике типа, приведенного на фиг. IX.5 (библ. А, II.9) Угол атаки на конце отступающей лопасти зави-

сит от трех переменных σ , $\frac{c_T}{\sigma}$ и отношения вредного сопротивления

к подъемной силе, т. е. от величины, на которую вектор тяги должен быть наклонен вперед, чтобы преодолеть сопротивление фюзеляжа. Если на фюзеляж установить пропеллер, то можно уменьшить вредное сопротивление, которое должен преодолевать несущий винт. Если подвести к пропеллеру достаточно большую мощность, то можно получить отрицательную величину вредного сопротивления

Если при положительных значениях вредного сопротивления несущий винт тянет фюзеляж, то при отрицательных значениях вредного сопротивления пропеллер и фюзеляж тянут несущий винт сквозь воздух. Это условие работы несущего винта на автожире, где к нему не подводится мощность. Следовательно, увеличение отношения вредного сопротивления к подъемной силе (фиг. IX. 5) равносильно подаче все большей мощности к несущему винту. Величина отношения $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр}$ для современных вертолетов при крейсерской скорости полета приблизительно равна 0,1



Фиг IX. 5 График теоретических углов срыва
 а — $\mu=0,15$, б — $\mu=0,25$; в — $\mu=0,35$.

Набор высоты на заданной скорости повлияет на угол атаки на концах лопастей так же, как и увеличение отношения $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр}$, так как оба параметра стремятся увеличить протекание сквозь несущий винт и, следовательно, углы атаки. Поэтому ординаты на фиг. IX. 5 могут рассматриваться как $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр} + \left(\frac{X}{Y}\right)_{наб}$ вместо одного отношения $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр}$.

Если μ установлено, угол атаки на конце возвращающейся лопасти определяется соотношением $\left(\frac{X}{Y}\right)_{вр}$ и среднего коэффициента подъемной силы. Линия, обозначенная $\alpha_{(1,0)(270^\circ)}=12^\circ$ на фиг. IX. 5, представляет комбинацию этих величин, для которых вычисленный угол атаки на конце возвращающейся лопасти (на $\psi=270^\circ$) равен 12° . Подобным же образом линия, обозначенная $\alpha_{(1,0)(270^\circ)}=16^\circ$, представляет для одного и того же значения μ комбинацию вредного сопротивления и среднего коэффициента подъемной силы, для которой угол атаки на конце возвращающейся лопасти равен 16° . Так как на режиме самовращения или близком к нему срыв начинается у корня лопасти, то ограничения должны даваться по срыву

У корня, а не на конце возвращающейся лопасти. При условиях, определяемых короткими линиями, пересекающими кривые, обозначенные словом — «самовращение» на фиг. IX. 5, указанный угол атаки достигается на азимуте 270° на радиусе, где тангенциальная скорость равна 0,4 окружной скорости на конце лопасти. Линии 12 и 16° представляют диапазон угла атаки, при котором обычные лопастные профили достигают срыва и в теоретических работах оговариваются как возможный предел применения теории (см фиг. VIII. 2).

Определение предельных условий работы несущего винта

Интересно проследить точки летных испытаний фиг. IX. 1, IX. 2 и IX. 3 на теоретическом графике фиг. IX. 5. Условия, при которых в полете наблюдался сильный срыв (фиг. IX. 4, в), были следующие: скорость полета 112 км/час , обороты несущего винта 205 в минуту, что соответствует $\omega \approx 0,25$. Находим эти условия на фиг. IX. 5, б.

Значения $\left(\frac{X}{Y}\right)_{\text{т.р}}$ и $\frac{c_r}{\sigma}$ определяют местоположение точки, как показано на графике. Так как эта точка представляет максимально допустимую величину срыва на конце лопасти, то можно считать, что для этого несущего винта линию 16° угла атаки на конце лопасти можно принять как предел для практической работы несущего винта.

Если подобным же образом нанести точку, на которой срыв только начинается (скорость полета 64 км/час , обороты винта 205 в минуту, что дает $\omega = 0,15$. Точка указана на фиг. IX. 5, а), то при таких значениях координат точка располагается на линии угла атаки 12° . Полученные результаты снова подтверждают сходимость с теорией в этом граничном случае, уже показанную ранее. На испытанном вертолете недопустимый срыв на несущем винте был получен, когда расчетный угол атаки на конце отступающей лопасти превысил критический угол атаки профиля приблизительно на 4° .

Линии 12 и 16° углов атаки могут рассматриваться как границы трех зон: первой — где срыв не имеет места, второй (заштрихованной) — где имеется умеренный срыв, и третьей (заштрихованной в обратную сторону) — где срыв достигает опасных размеров.

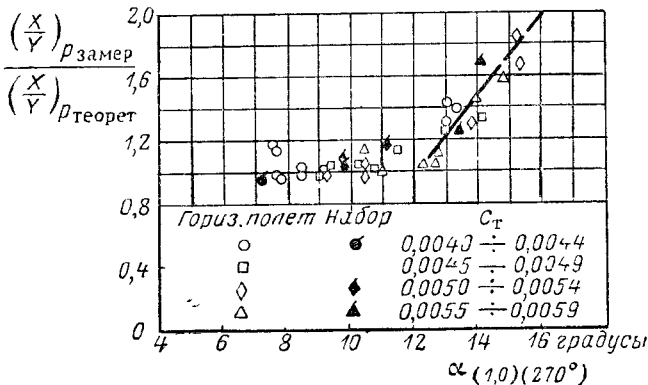
Если лететь на этом вертолете со скоростью 160 км/час , при таких же оборотах винта, как в первых двух случаях, т. е. на $\omega \approx 0,35$, то несущий винт будет работать далеко за линией угла атаки 16° , которая представляет максимально допустимую величину срыва. Это положение показано на фиг. IX. 5, в.

Потери мощности, вызываемые срывом

Важно знать потери мощности, вызываемые срывом на лопастях, чтобы определить, насколько уменьшится к. п. д. несущего винта, прежде чем появятся недопустимые вибрации и управляемость сильно ухудшится. Для определения влияния срыва на величину

потребной мощности сравним замеренные на вертолете потери мощности на преодоление профильного сопротивления с потерями, определенными расчетом, без учета срыва. Результаты сравнения даны на фиг. IX. 6.

Результаты, полученные при этих испытаниях, показывают, что параболическая поляра сопротивления профиля, рассмотренная в предыдущих главах, с достаточной точностью выражает профильное сопротивление сечения при отсутствии срыва. Параметр, который используется для указания потерь от срыва на фиг. IX. 6, есть расчетный угол атаки на конце отступающей лопасти. Для каждой



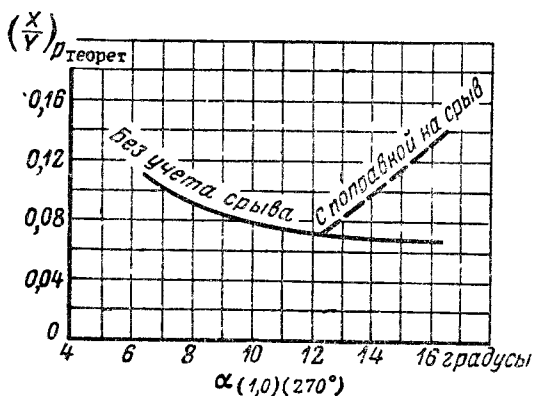
Фиг IX 6 Влияние срыва на несущем винте на по-
требную мощность.

точки отношение замеренных профильных потерь мощности к расчетным потерям отложено по расчетному углу атаки на конце отступающей лопасти. Приведены полученные при испытаниях данные для различных значений коэффициента тяги и различных условий полета.

Из фиг. IX. 6 видно, что замеренные и рассчитанные профильные потери мощности хорошо сходятся (отношение замеренных потерь к расчетным приблизительно равно 1,0) до точки, где расчетный угол атаки на конце отступающей лопасти достигает приблизительно 12°. При работе несущего винта, когда расчетный угол атаки становится больше 12°, замеренные профильные потери прогрессивно увеличиваются по сравнению с расчетными, которые не учитывают возрастания сопротивления лопастей в связи с возникновением срыва. При работе винта в условиях, когда расчетный угол атаки достигает 16°, замеренные профильные потери получаются приблизительно вдвое больше расчетных.

Испытаниями выявлено, что потери мощности от срыва возникают одновременно с возникновением срыва и профильные потери приблизительно удваиваются, когда расчетный угол атаки на конце отступающей лопасти превышает критический угол приблизительно на 4°. Условия полета, при которых вибрации и потеря управляе-

мости достигают предельно допустимых значений, соответствуют чрезвычайно большим потерям мощности, вызываемым срывом. Для обычных вертолетов потери мощности от срыва могут достигать 20—30%, т. е. на эту величину возрастает потребная мощность, если прочие условия сохраняются неизменными.



Фиг IX.7 Поправка теоретической кривой профильного сопротивления на срыв при $\mu=0,25$

На фиг. IX.7 (библ. А, II.7) показано изменение теоретической кривой отношения $(\frac{X}{Y})_p$ по углу атаки для $\mu=0,25$ после внесения поправки на срыв согласно фиг. IX.6. Характеристика режима $\mu=0,25$ выбрана потому, что, как показывает теория, при этом значении μ достигается почти оптимум отношения профильного сопротивления к подъемной силе. Потери от срыва (пунктирная линия на фиг. IX.7) резко уменьшают преимущества, даваемые использованием больших углов атаки сечений лопасти. Так как оптимальное отношение профильного сопротивления к подъемной силе получается при угле атаки, соответствующем началу срыва, линии постоянного угла атаки на конце лопасти, которые были нанесены на теоретический график фиг. VIII.2, как предел применимости теории, являются также линиями оптимальных характеристик.

Конструктивные средства затягивания срыва на лопастях

Срыв на лопастях накладывает ограничения на максимальную скорость и высоту полета вертолета. Имеется несколько средств расширения свободного от срыва летного диапазона вертолета. Некоторые из них представляют компромиссные решения, при которых приходится идти на снижение к. п. д. винта на малых скоростях полета; другие представляют чисто конструктивные мероприятия.

Рассмотрим наиболее важные из этих средств.

Улучшение характеристики срыва профилей. Существенные улучшения могут быть достигнуты путем доработки

срывных характеристик лопастных профилей. Существуют два способа увеличения критического угла атаки: исключение всяких искажений профиля, могущих вызвать преждевременный срыв, и использование профилей, имеющих большое значение критического угла, если их применение не влечет за собой увеличения сопротивления на малых углах атаки и появления значительного момента. Кроме того, нужно помнить об устройствах, увеличивающих подъемную силу, которые также сводятся к увеличению критического угла атаки.

Уменьшение сопротивления фюзеляжа. Другим средством затягивания срыва является придание фюзеляжу хороших аэродинамических форм, так как это приводит к уменьшению наклона вектора тяги вперед, к уменьшению потока сквозь несущий винт и, следовательно, к уменьшению угла атаки на внешних частях лопастей.

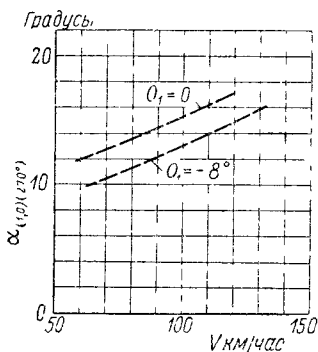
Уменьшение нагрузки на лопасть. Конструктивное уменьшение среднего коэффициента $\frac{C_T}{\sigma}$ является мощным средством оттягивания момента возникновения срыва на лопастях, но это, к сожалению, вызывает уменьшение к. п. д. несущего винта на висении и на малых скоростях полета. Этого можно избежать применением переменного передаточного числа в редукторах трансмиссии, что даст возможность получить более низкие нагрузки на лопасть при больших скоростях полета и сохранить достаточную эффективность несущего винта на режиме висения. Но целесообразность применения указанного устройства определяется не только требованиями аэродинамики, но и вопросами стоимости и веса. Возможно, более удачным решением вопроса будет использование части веса, отдаваемого на создание двухскоростной трансмиссии, для усиления подшипников двигателя, что позволит увеличить число оборотов. В результате будет получен двигатель с очень большим диапазоном оборотов, который даст возможность летчику работать на этих оборотах и малых установочных углах при полете на больших скоростях или высотах. Этот способ имеет значительное преимущество, так как увеличение веса используется для повышения надежности машины при работе на обычных режимах вместо уменьшения надежности при применении двухскоростной передачи.

Другим средством изменения нагрузок на лопасть при изменении режима полета, особенно эффективным для полета на больших скоростях, является применение неподвижной несущей поверхности (крыла), которая разгружает несущий винт по мере увеличения скорости полета. При этом может быть получена скорость более 320 км/час.

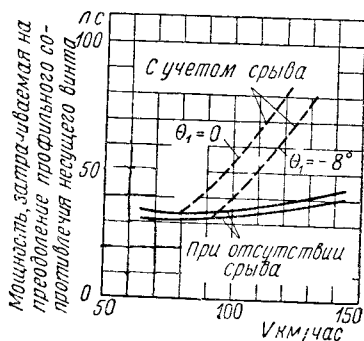
Крутка лопасти. Теорией и экспериментом доказано, что крутка лопасти является хорошим средством затягивания срыва. У лопасти, закрученной таким образом, что углы установки на концах ее меньше, чем у корня, создается более равномерное распределение подъемной силы по радиусу лопасти и, следовательно, уменьшается зона больших углов атаки у конца лопасти

Степень затягивания срыва благодаря применению крутки для рассматриваемого двухместного вертолета при обычных условиях полета показана на фиг. IX. 8. Из графика видно, что при одной и той же скорости полета расчетный угол атаки на конце лопасти, имеющей крутку -8° , приблизительно на $2,5^\circ$ меньше, чем у плоской лопасти.

Влияние крутки лопасти на срыв на несущем винте был исследован экспериментально при сравнительном испытании двух ком



Фиг IX 8 Влияние крутки лопасти на максимальную скорость вертолета.



Фиг. IX 9. Влияние крутки лопасти на потребляемую мощность

плектов винтов, отличавшихся только тем, что у одного комплекта были плоские лопасти, а у другого они имели крутку -8° (библ. А, II. 3).

Из результатов испытаний, приведенных на фиг. IX. 9, видно, что применение крутки увеличило диапазон допустимых скоростей и уменьшило потери мощности на преодоление профильного сопротивления при возникновении срыва. На графике показан закон изменения профильной мощности по скорости для исследуемого вертолета при рассматриваемых условиях полета. Сплошные линии представляют расчетное значение мощности, затрачиваемой на преодоление профильного сопротивления при отсутствии срыва, а пунктирные линии — теоретическую мощность и экспериментальные данные с учетом срыва. Экспериментальные поправки были определены отдельно для двух несущих винтов

Из графика видно, что у лопасти с круткой потери от срыва начинаются при скорости, на 11 км/час большей (т. е. приблизительно на 10% большей), чем у лопасти плоской (без крутки). Если срыв начался на обоих винтах, то лопасти с круткой требуют мощности приблизительно на 15% меньше, чем плоские, для работы на том же режиме; уменьшение дополнительной профильной мощности от срыва на лопастях составляет приблизительно 40% средней профильной мощности, поглощаемой винтами при отсутствии

срыва. Кроме того, крутка лопастей, как видно из фиг. IX. 9, дает небольшое увеличение эффективности винта и при отсутствии срыва.

Метод расчета угла атаки на конце отступающей лопасти

В работе (библ. А, II. 18) выводятся в общем виде уравнения, с помощью которых можно определить угол атаки в любой точке лопасти на $\psi = 270^\circ$ в зависимости от переменных λ , θ , μ и θ_1 (величина линейной крутки лопасти). Вычисления, сделанные с помощью этих уравнений, даны в виде граничных линий на графиках профильного сопротивления (фиг. VIII. 2). Эти графики показывают сочетания переменных $\frac{X_z}{Y}$, $\frac{c_y}{\sigma}$ и μ , для которых углы 12° и 16° получаются на концах отступающей лопасти, при условии, что она прямоугольная и плоская. Эти результаты даны в более удобной для практического использования форме на фиг. IX. 10, а и б. На фиг. IX. 10, а приведено такое сочетание переменных $\frac{c_T}{\sigma}$, $\frac{X_z}{Y}$ и μ , что на конце отступающей лопасти получается угол 12° . На фиг. IX. 10, б приведены условия работы при угле 16° .

Расчет скорости, при которой на данном вертолете может возникнуть срыв, рекомендуется вести в таком порядке:

1. Для рассматриваемого вертолета, т. е. данных диаметре несущего винта, заполнении, весе вертолета, высоте полета и концевой скорости, вычисляем $\frac{c_T}{\sigma}$ и μ , а $\frac{X_z}{Y}$ берем с расчетной кривой потребной мощности для нескольких скоростей полета.

2. Пользуясь графиком фиг. IX. 10, а и задавшись тремя значениями μ , определяем значение $\frac{c_T}{\sigma}$ для 12° для каждой комбинации μ и $\frac{X_z}{Y}$.

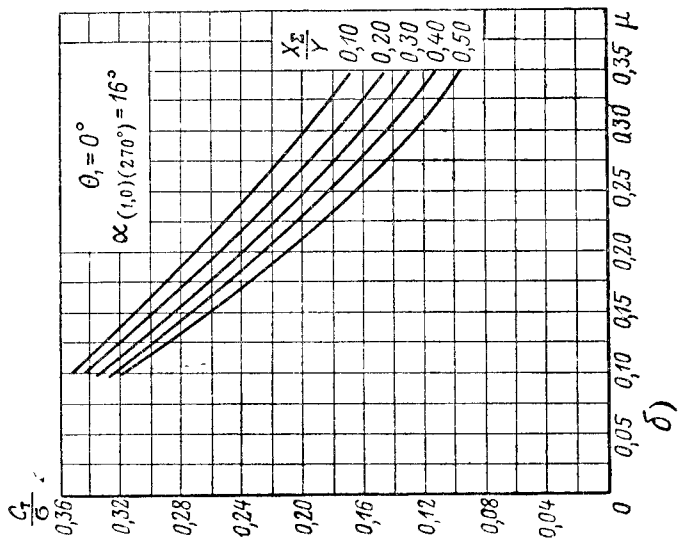
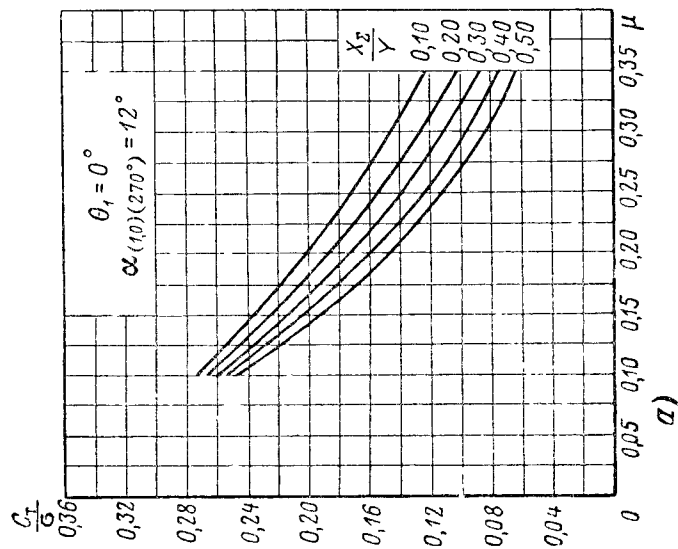
3. Интерполируя по графику, находим значение μ , соответствующее 12° при конструктивном значении $\frac{c_T}{\sigma}$.

4. Пользуясь графиком IX. 10, б, проделываем то же самое для 16° . Условия для промежуточных углов могут быть с достаточной точностью определены линейной интерполяцией между значениями углов 12° и 16° .

Метод учета потерь от срыва при расчете характеристик

Пользуясь экспериментальными данными о фактическом профильном сопротивлении, приблизительно вдвое большем расчетного, когда расчетный угол атаки на конце превосходит критический угол на 4° , можно рассчитать потери мощности следующим образом:

1. По кривой потребной для горизонтального полета мощности определим скорость, при которой углы на конце достигают 12° и 16° согласно только что изложенному методу. Этот метод особенно



Фиг. IX. 10. График для определения угла атаки на конце возвращающейся лопасти.

$$\alpha = \alpha_{(1,0)}(270^\circ) = 12^\circ; \quad \sigma = \sigma_{(1,0)}(270^\circ) = 16^\circ.$$

удобен, когда кривая потребной мощности получена замером. Если эта кривая получена расчетом с помощью фиг. VIII. 2, то удобно снять углы срыва с графиков характеристик. Нужно помнить, что угол срыва зависит также от профиля и конструкции лопасти.

2. Добавим разницу мощности для скорости, при которой угол на конце лопасти достиг 16° , к расчетной профильной мощности этой точки при отсутствии срыва.

3. Проведем плавную кривую между точками $\alpha_r=12$ и $\alpha_r=16^\circ$ так, чтобы получить одинаковую степень отклонения от первоначальной кривой.

4. Пересчитаем условие $\alpha_r=16^\circ$ для новой кривой потребной мощности.

Это условие будет теперь иметь место при несколько меньшей скорости, так как значение $\frac{X_\Sigma}{Y}$ на новой кривой возросло. Возрастание мощности от срыва для этой новой точки можно пересчитать, как указывалось выше, и добавить к первоначальной кривой. Этот пересчет дает некоторое уточнение по сравнению с теоретическими данными работы (библ. А, II. 7).

При расчете характеристик при больших скоростях и высотах полета, где может быть значительный срыв, указанные поправки мощности должны учитываться, так как они могут существенно повлиять на характеристики.

Глава X

ВВЕДЕНИЕ В УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА ¹

Теория устойчивости и управляемости преследует цель — отработать рекомендации для конструирования вертолета с хорошими летными свойствами. Летные свойства машины (устойчивость и управляемость) имеют важное значение для безопасности полета.

Летные испытания, проведенные НАСА на различных типах вертолетов (библ. А, VI.3 и VI.6), показывают, что имеется минимум условий с точки зрения устойчивости и управляемости, которым должен удовлетворять вертолет. Эти условия могут зависеть в некоторых случаях от механических свойств самого вертолета или его агрегатов, например, влияние величины трения в системе управления. В большинстве других случаев эти условия имеют аэродинамический характер и зависят от того, как реагирует несущий винт или фюзеляж на движения органов управления или воздушные возмущения.

Задачей настоящей главы является рассмотрение наиболее важных аэродинамических характеристик устойчивости и управляемости, которые влияют на летные качества вертолетов.

Начнем с рассмотрения способов управления вертолетом и демпфирования несущего винта, возникающего вследствие вращения вертолета относительно поперечной и продольной осей. Кроме того, рассмотрим две другие характеристики устойчивости: статическую устойчивость по скорости и статическую устойчивость по углу атаки. У многих современных вертолетов устойчивость по углу атаки отсутствует, что ухудшает их летные качества.

Динамическая устойчивость рассматривается как на режиме висения, так и при полете вперед. Динамическая устойчивость в значительной степени определяется уже упомянутыми параметрами устойчивости.

Так как математическая теория устойчивости вертолета является сложной для неспециалиста в области устойчивости, мы постараемся объяснить устойчивость вертолета с физической стороны. Для этого сопоставим устойчивость вертолета с более знакомыми вопросами устойчивости самолета.

¹ Материал этой главы базируется на работах библ. А, VI 4 и 22 раздела Б

Будем рассматривать только вопросы устойчивости одновинтового вертолета с шарнирным креплением лопастей и обычной системой управления.

Условные обозначения

Приведем принятые в этой главе условные обозначения и правило знаков, так как они отличаются от обозначений, принятых для всех прочих глав.

G — полетный вес вертолета или самолета в кг.

Y — подъемная сила в кг.

V — истинная скорость по траектории в м/сек.

L — размах крыла самолета в м.

F — площадь диска несущего винта или площадь крыла самолета в м².

c_y — коэффициент подъемной силы вертолета или самолета $\frac{Y}{\frac{1}{2} \rho F V^2}$.

Ω — угловая скорость вертолета (относительно поперечной или продольной осей) в рад/сек.

δ — угловое перемещение тьюльпана несущего винта в результате угловой скорости вертолета в рад.

ϵ — угловое перемещение тьюльпана несущего винта от действия управления или от изменения угла атаки фюзеляжа в рад.

P — период колебаний в сек.

g — ускорение силы тяжести в м/сек².

M_z^0 — момент тангажа в кгм.

M_z^S — демпфирование угловых перемещений относительно поперечной или продольной осей (градиент изменения момента по скорости углового перемещения) в кгм/рад в сек.

M^V — устойчивость по скорости (градиент изменения момента по скорости полета) в кгм/м в сек.

M^α — устойчивость по углу атаки (градиент изменения момента по углу атаки) в кгм/рад.

T^α — градиент изменения тяги по углу атаки в кг/рад.

m_z — коэффициент момента тангажа, $\frac{M_z}{\frac{1}{2} \rho F V^2 R}$ для вертолета,

$\frac{M}{\frac{1}{2} \rho F V^2 \bar{c}}$ — для самолета, где \bar{c} — средняя аэродинамическая хорда.

α — угол атаки фюзеляжа вертолета или самолета в град.

l — расстояние между вектором тяги и ц. т. вертолета при установившемся полете в м.

$l_{\text{ГПШ}}$ — вынос ГПШ от оси вращения несущего винта в м.

h_0 — высота втулки несущего винта над ц. т. вертолета в м.

Моменты, угловые перемещения и угловые скорости, приводящие к кабрированию, считаются положительными. Моменты, угловые перемещения и угловые скорости, стремящиеся при поперечном перемещении вертолета поднять ту часть фюзеляжа, которая с ре-

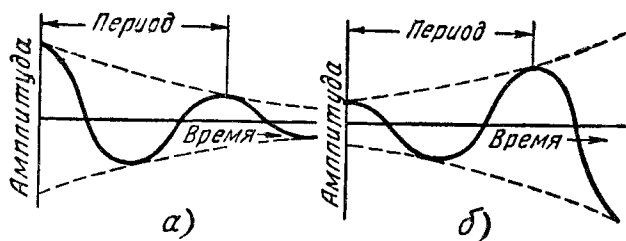
машина висения начинает двигаться вперед, считаются положительными. Изменение поступательной скорости и сил в сторону увеличения считается положительным.

Определение устойчивости

Установим терминологию раздела устойчивости.

Равновесие. Считается, что машина находится в равновесии и становившемся полете, если сумма сил и моментов, действующих на нее, равна нулю.

Статическая устойчивость. Машина считается статически устойчивой, если она стремится вернуться в первоначальное состояние (равновесия), после того как ей дано некоторое угловое перемещение, или восстановить имевшуюся скорость, если скорость изменилась.



Фиг. X. 1. Колебания:

а — устойчивые; б — неустойчивые.

Машина считается статически неустойчивой, если она стремится уйти от заданного ей режима (по положению или скорости). Машина нейтральна, если она остается в положении, в которое она была переведена.

Динамическая устойчивость. Динамическая устойчивость машины определяется характером колебаний, которые машина совершает относительно равновесного (первоначального) положения, из которого она была каким-либо способом выведена. На фиг. X. 1 показано обычное изменение амплитуды колебания по времени динамически устойчивой и динамически неустойчивой машин. Если амплитуда колебаний по времени нарастает, то машина динамически неустойчива, если амплитуда по времени уменьшается, — машина устойчива. Мерой динамической устойчивости или неустойчивости является время, за которое амплитуда колебаний уменьшается или увеличивается вдвое.

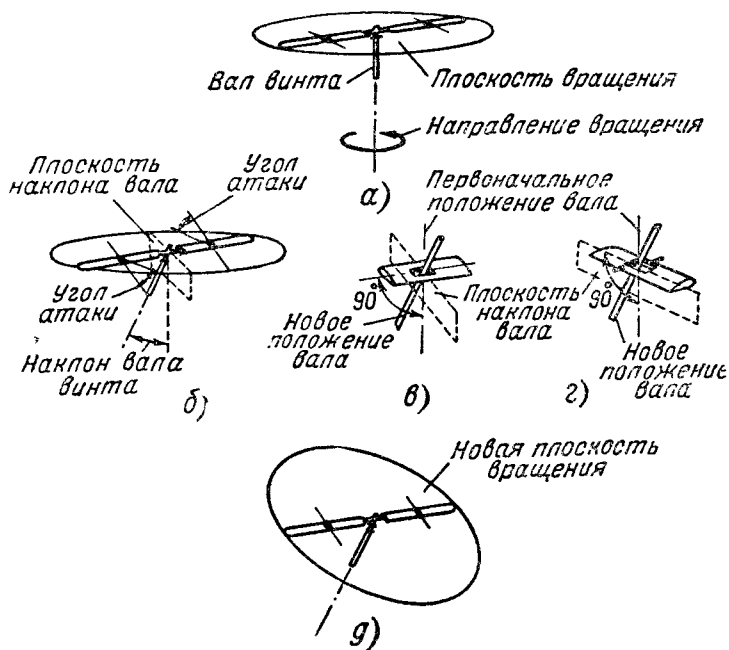
Характеристики несущего винта

Прежде чем перейти к рассмотрению вопросов устойчивости, остановимся на характеристиках поведения несущего винта. Некоторые из этих характеристик были нами уже рассмотрены.

Управление несущим винтом. Действие управления несущим винтом обычного вертолета видно на фиг. X. 2, где приведена система, со-

стоящая из вала, вращающегося против часовой стрелки (если смотреть сверху на винт), с прикрепленными к нему двумя лопастями, которым обеспечена свобода махового движения относительно оси, направленной параллельно хорде и перпендикулярно валу.

Если вал внезапно повернется в положение, показанное на фиг. X. 2,б, то лопасти займут перпендикулярное положение отно-



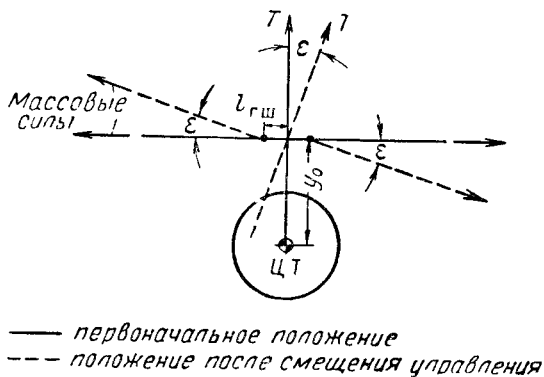
Фиг X 2. Влияние наклона вала на положение плоскости вращения несущего винта.

сительно вала, только в том случае, если возникнут силы, перпендикулярные плоскости диска. Так как лопасти подвешены к валу шарнирно, то механических сил от вала к лопастям, очевидно, не может быть передано. Если бы несущий винт был помещен в вакуум, то не возникло бы и аэродинамических сил и плоскость концов лопастей после поворота вала сохранила бы первоначальное положение. Из схем на фиг. X. 2,в и X. 2,г видно, что это условие может быть выполнено с точки зрения механики. В действительности плоскость концов лопастей будет следовать с небольшим запаздыванием за наклоном вала, благодаря возникающим аэродинамическим силам.

Из фиг. X. 2,б видно, что наклон вала приводит к циклическому изменению угла атаки лопастей. Лопасть, двигающаяся налево, имеет увеличенный угол атаки, увеличенную подъемную силу и движется вверх, достигая максимального подъема на четверть оборота позднее достижения подъемной силой максимума. Лопасть, движу-

щаяся направо, имеет уменьшенную подъемную силу, опускается вниз и достигает своего низшего положения на четверть оборота позднее достижения подъемной силой своего максимального отрицательного значения. Следовательно, с небольшим запаздыванием диск винта снова займет перпендикулярное положение относительно вала винта (фиг. X. 2, д, см. также гл. VI).

Рассмотренная схема может быть полностью отнесена к вертолету, так как отклонение ручки управления эквивалентно наклону вала относительно фюзеляжа. В результате наклона несущего винта относительно фюзеляжа создается момент тяги несущего винта от-



Фиг. X. 3. Аэродинамические и массовые моменты относительно ц. т. вертолета.

носительно ц. т. машины. В этой главе принимается, что вектор тяги несущего винта направлен перпендикулярно траектории конца лопастей. Это допущение приемлемо для качественного изучения устойчивости и управляемости вертолета, но при некоторых условиях полета может вызвать значительные количественные ошибки. Дополнительный момент возникает при наклоне несущего винта, если втулка имеет разнесенные ГШ. Это вызывается наличием центробежных сил на лопастях.

Указанные два момента иллюстрируются фиг. X. 3, из которой видно, что момент относительно ц. т. вертолета, создаваемый отклонением ручки и приходящийся на единицу ее перемещения (что может рассматриваться как мощность управления), увеличивается, если увеличивается расстояние между осью втулки и ц. т. вертолета или увеличивается разнос ГШ. Расположение ц. т. конструктор не может очень сильно изменять, но мощность управления можно корректировать в процессе проектирования выбором соответствующего разноса ГШ. Увеличение мощности управления применением разноса ГШ дает возможность обеспечить управляемость во время маневров, когда тяга несущего винта уменьшается, в то время как момент от разноса ГШ не зависит от величины тяги несущего винта.

Разнос ГШ также позволяет иметь большой диапазон перемещения ц. т. у одновинтовых вертолетов. Момент, вызываемый сме-

щением ц. т., должен гаситься отклонением управления, если мы хотим восстановить равновесие машины (так как величина хода управления ограничивается механическими трудностями, то увеличение мощности управления дает возможность увеличить допустимый диапазон перемещения ц. т.).

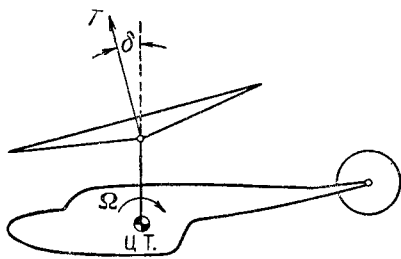
Демпфирование продольного (или поперечного) вращения машины. Выше указывалось, что благодаря инерции лопастей поворот диска несущего винта несколько отстает от отклонения вала (если последнее произведено достаточно быстро). Следовательно, если отклонение вала продолжается, то отклонение диска винта продолжает отставать от отклонения вала, и в результате этого возникает момент от аэродинамических сил, который преодолевает момент инерционных сил махового движения лопастей во время установившегося движения тангажа или крена.

Если приравнять аэродинамический момент и момент от инерционных сил махового движения, то получится следующий результат углового смещения плоскости диска несущего винта относительно оси вала на единицу скорости углового перемещения (для случая висения):

$$\frac{\delta}{\Omega} = \frac{8}{\gamma \omega} \quad (\text{X. 1})$$

Физический смысл величин $\frac{8}{\gamma \omega}$ следующий: если вал винта отклоняется от своего первоначального положения с какой-либо постоянной скоростью, то вектор тяги достигает данного положения в пространстве через $\frac{8}{\gamma \omega}$ секунд после достижения этого положения валом.

Если вертолет вращается с угловой скоростью Ω (см. фиг. X. 4), появляется отставание диска несущего винта, вследствие которого смещается вектор тяги и, таким образом, создается момент относительно ц. т. При наличии разности ГШ возникает дополнительный момент, вызываемый наклоном. Момент, возникающий в результате вращения вертолета относительно продольной или поперечной осей, носит название *демпфирующего момента крена или тангажа* и может быть математически выражен отношением $\frac{\Delta M}{\Delta \Omega}$. Обо-



Фиг. X. 4. Демпфирующий момент, возникающий при кабрировании

значается он M' . Для обычных несущих винтов, для которых справедливо допущение о том, что вектор тяги перпендикулярен плоскости траектории концов лопастей, демпфирующий момент направлен в сторону, обратную вращению вертолета, является стабилизирующим и согласно принятым нами условиям имеет отрицательный знак.

Из уравнения (X.1) видно, что величина угла отставания диска несущего винта для данной скорости вращения машины обратно пропорциональна оборотам несущего винта и массовой характеристике лопасти γ (т. е. прямо пропорциональна моменту инерции лопасти). Следовательно, небольшие вертолеты, у которых для достижения достаточных концевых скоростей винта приходится создавать значительные обороты, будут обладать меньшей степенью демпфирования, чем большие вертолеты. Массовая характеристика лопасти γ имеет очень малую величину у вертолетов, имеющих реактивные двигатели на концах лопастей. Поэтому можно ожидать, что такие вертолеты будут обладать значительно большим демпфирующим моментом, чем вертолеты с обычным приводом несущего винта. Кроме того, γ может меняться в зависимости от конструкции лопасти, но влияние конструкции все же меньше, чем влияние установки реактивных двигателей на концах лопастей.

Демпфирование несущего винта, зависящее от оборотов и γ , может быть усилено с помощью специальных устройств, воздействующих на систему управления так, что отклонение плоскости диска несущего винта от его равновесного положения, образовавшегося при данной угловой скорости вращения машины, увеличивается. Примером такого устройства может служить гироскопический механизм, создающий противоположное отклонение управления, причем величина этого отклонения пропорциональна угловой скорости машины. Увеличение демпфирующего момента осуществлено на вертолетах Белл (фиг. I.12) с помощью стабилизирующего стержня и Хиллер — с помощью серволопаток (фиг. I.16); оба механизма работают по одному и тому же принципу.

Мы разобрали факторы и устройства, влияющие на демпфирование несущего винта путем воздействия на отставание плоскости диска винта. Демпфирование можно изменять и другим способом, а именно увеличением высоты несущего винта над ц. т. и разном ГШ.

Чувствительность управления. Сочетание мощности управления и величины демпфирования несущего винта определяет важную характеристику управляемости машины, так называемую чувствительность управления. Чувствительность управления представляет величину угловой скорости машины, возникающую в результате отклонения управления на единицу длины диапазона отклонения. Чувствительность управления может быть определена графико:

$$\text{чувствительность управления} \left\{ \begin{array}{l} = \frac{\text{мощность управления}}{\text{демпфирование несущего винта}} \\ \quad \frac{\text{момент управления}}{\text{перемещение ручки}} \\ = \frac{\text{демпфирующий момент}}{\text{угловая скорость}} \\ = \frac{\text{угловая скорость}}{\text{перемещение ручки}} \end{array} \right.$$

Разберем физическую картину, как мощность управления и демпфирование определяют чувствительность управления. Если ручка управления смещена (например, в поперечном направлении) и зажата в этом новом положении, то вертолет сперва начинает вращаться вокруг продольной оси с постоянным ускорением, т. е. обратно пропорционально своему моменту инерции (т. е. согласно закону Ньютона $M = J(d^2\varphi/dt^2)$). По мере нарастания угловой скорости будет увеличиваться демпфирующий момент до тех пор, пока угловая скорость не достигнет такой величины, когда демпфирующий момент будет равен моменту от управления. Дальше вертолет будет продолжать вращаться с этой угловой скоростью, так как сумма моментов, действующих на него, будет равна нулю. Отсюда видно, что если демпфирующий момент имеет значительную величину, то максимальная угловая скорость, которой достигает машина при данном отклонении ручки, будет невелика, так как уже при небольшой угловой скорости возникает сильное демпфирование, сводящее к нулю действие момента управления. Обратное, если демпфирующий момент мал сравнительно с мощностью управления, то при небольшом отклонении управления возникает значительная угловая скорость вертолета.

Вертолеты с обычным управлением имеют высокую степень чувствительности управления. Максимальная скорость вращения небольшого двухместного вертолета относительно продольной оси равна скорости вращения современного истребителя (библ. А, VI. 6). Это получается не потому, что мощность управления вертолета больше мощности управления истребителя, а потому, что демпфирующий момент вертолета в несколько раз меньше соответствующего демпфирующего момента истребителя. Высокая степень чувствительности управления приводит к раскачке машины летчиком.

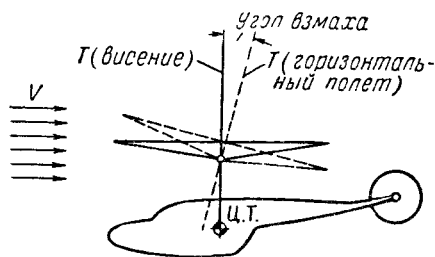
Воздействием каких факторов можно снизить чувствительность управления? Высота несущего винта, над ц. т. и разнос ГШ не влияют на чувствительность управления, так как они в одинаковой степени изменяют мощность управления и демпфирующий момент. Следовательно, нужно применять такие конструктивные мероприятия и устройства, которые увеличивают демпфирующий момент, не вызывая увеличения мощности управления. Большие вертолеты с низкими оборотами несущего винта, вертолеты с реактивным двигателем на концах лопастей и вертолеты, имеющие стабилизирующие устройства типа гироскопического стержня Белла или серволопатов Хиллера, имеют лучшие характеристики управляемости.

Хотя высота несущего винта над ц. т. и разнос ГШ не влияют на чувствительность управления, однако отношение этих величин к моменту инерции фюзеляжа в значительной степени определяет время, необходимое для достижения максимальной угловой скорости вертолета.

Статическая устойчивость несущего винта по скорости и углу атаки. Так как могут изменяться два параметра полета вертолета — угол атаки и скорость, то имеют место два рода сил и моментов, вызываемых этими двумя изме-

нениями, что обуславливает существование двух видов статической устойчивости.

Устойчивость несущего винта по скорости. Рассмотрим поведение несущего винта, смонтированного на вертолете, перемещающемся с некоторой поступательной скоростью. Влияние скорости полета выразится в том, что тюльпан несущего винта будет отклонен на некоторую величину назад (фиг. X. 5). Этот наклон возникает от махового движения лопастей. По мере возрастания скорости полета отклонение тюльпана назад будет увеличиваться, так как скорость обтекания наступающей лопасти по сравнению



Фиг. X. 5. Возникновение кабрирующего момента при наличии горизонтальной скорости.

со скоростью обтекания возвращающейся лопасти значительно увеличивается. Из фиг. X. 5 видно, что наклон тюльпана, вызываемый поступательной скоростью, создает момент относительно ц. г. вертолета. Этот момент при увеличении скорости полета заставляет вертолет кабрировать, а при уменьшении скорости — пикировать. Изменение момента по скорости полета $\frac{\Delta M}{\Delta V}$ является кри-

терием устойчивости вертолета по скорости и обозначается M^V . Так

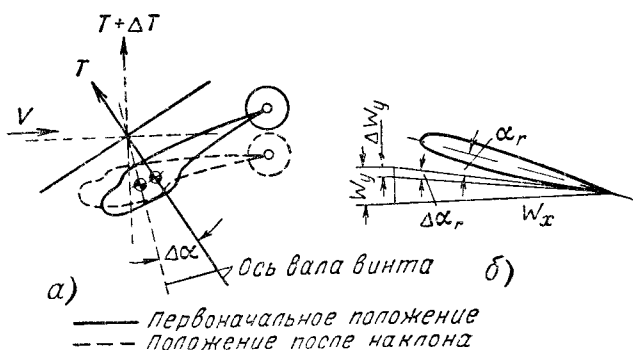
как кабрирующий момент принимается положительным, то M^V для обычных несущих винтов всегда положителен.

Устойчивость несущего винта по углу атаки. Как уже было показано на фиг. X. 2, изменение положения висящего вертолета (который не может получить поступательной скорости) приводит к такому же изменению положения диска несущего винта, поэтому не изменяются ни момент, ни тяга. Таким образом, висящий вертолет имеет нейтральную устойчивость по отношению к изменению положения. Однако в полете вперед изменение тангажа машины немедленно создает момент от несущего винта и изменение тяги. Этот момент, возникающий в результате изменения угла атаки фюзеляжа при постоянной скорости, появляется от изменения махового движения (наклон плоскости несущего винта относительно фюзеляжа).

Обратимся к фиг. X. 6. Разберем сперва случай увеличения угла атаки α фюзеляжа от равновесного положения, показанного на фиг. X. 6, а. Изменение относительных скоростей и угла атаки элемента лопасти, возникающих в связи с изменением положения фюзеляжа, показано на фиг. X. 6, б, где W_y , W_x и σ_r относятся к первоначальному положению. Изменение угла атаки сечения лопасти $\Delta \alpha_r$ равно отношению $\frac{\Delta W_y}{W_x}$ (при обычном допущении малости

углов, принимаемых в теории несущего винта), и изменение подъемной силы в этом сечении, пропорциональное $\Delta \alpha_r W_x^2$, пропорцио-

нально $\Delta W_y W_x$, так как ΔW_y постоянна по диску (компонент скорости полета сквозь диск несущего винта постоянен по диску). Следовательно, изменение подъемной силы от изменения угла атаки фюзеляжа будет больше на стороне лопасти, идущей вперед, где W_x больше. Неодинаковое возрастание подъемной силы на правой и левой сторонах диска несущего винта компенсируется увеличением взмаха или большим наклоном тюльпана назад относительно фюзеляжа. Одновременно увеличение подъемной силы на всех сечениях приводит к возрастанию величины тяги несущего винта. На фиг. X.6,а наклон вектора тяги относительно фюзеляжа,



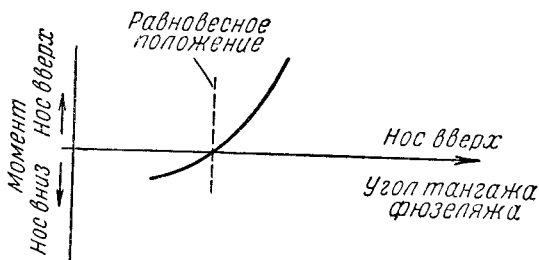
Фиг. X.6 Возникновение момента при наклоне вертолета.

а — вид на вертолет сбоку; б — сечение лопасти.

появившийся в результате кабрирования фюзеляжа, создает кабрирующий момент относительно ц. т. машины, который усугубляется увеличением тяги несущего винта. Наклон фюзеляжа на пикирование вызывает наклон тюльпана несущего винта вперед относительно фюзеляжа и уменьшение тяги. Так как изменение угла тангажа вызывает изменение угла наклона и величины вектора тяги, увеличение угла кабрирования вдвое вызывает увеличение кабрирующего момента более чем вдвое. С другой стороны, увеличение угла пикирования вдвое вызывает увеличение момента пикирования меньше чем вдвое, но все же создается пикирующий момент.

Изменение момента относительно ц. т. вертолета по углу атаки при постоянной скорости можно изобразить в виде графика (фиг. X. 7), из которого видно, что несущий винт неустойчив по углу атаки фюзеляжа и одно и то же отклонение фюзеляжа от первоначального положения на кабрирование и на пикирование создает в первом случае больший момент, чем во втором. График также показывает, что неустойчивость по углу атаки становится больше при больших изменениях угла атаки на кабрирование и меньше при больших изменениях угла атаки на пикирование.

Изменение момента по углу тангажа фюзеляжа есть критерий статической устойчивости по углу атаки, который может быть выражен отношением $\frac{\Delta M}{\Delta \alpha}$ и обозначается M^α . Для статически не-



Фиг. X.7. Изменение момента несущего винта относительно ц т вертолета в зависимости от величины тангажа машины

устойчивого несущего винта M^α , согласно принятым условиям всегда имеет положительный знак. Изменение тяги по углу атаки выражается отношением $\frac{\Delta T}{\Delta \alpha}$ и обозначается T^α . Для обычных вертолетов T^α положительна.

Устойчивость на режиме висения

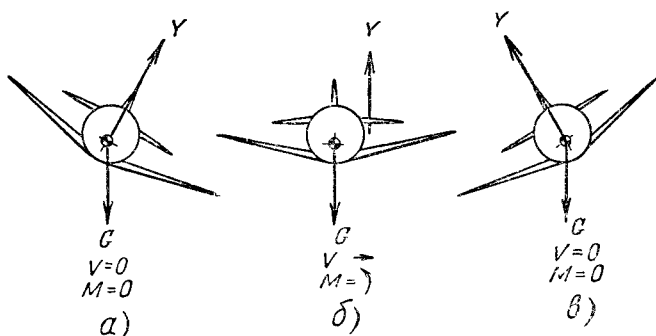
Статическая устойчивость. Висящий вертолет при угловых перемещениях обладает нейтральной статической устойчивостью, т. е. если он получил крен или тангаж и не имеет возможности совершать поступательное движение, то не возникает никаких моментов, стремящихся восстановить его первоначальное положение. Это можно понять, если помнить, что результирующий вектор тяги всегда прсходит через ц. т. вертолета независимо от его углового положения.

Обычный самолет также нейтрально устойчив по крену, так как нет ни восстанавливающих, ни возмущающих моментов, когда самолет получает крен. Хотя при возникновении крена на самолете не появляется восстанавливающих моментов, однако крен вызывает появление боковой скорости в результате наличия неуравновешенного компонента подъемной силы, направленной вбок. Как только самолет приобретет движение в поперечном направлении, стреловидность крыльев создаст момент, стремящийся уменьшить боковую скорость путем наклона машины в направлении, обратном первоначально полученному наклону (см. фиг. X.8).

Следовательно, самолет, имеющий достаточное поперечное V крыльев, статически устойчив по боковой скорости. Подобное же явление имеет место для висящего вертолета. Угловое перемещение вертолета хотя прямо и не создает восстанавливающего момента, однако приводит к появлению скольжения, так как возникает несбалансированный горизонтальный компонент тяги. При появлении

поступательной скорости возникает момент, который кренит вертолет так, что горизонтальный компонент тяги действует в сторону уменьшения поступательной скорости до нуля. Таким образом, вследствие положительной устойчивости несущего винта по скорости вертолет является статически устойчивым по отношению к изменению поступательной скорости. Момент, создаваемый на вертолете поступательной скоростью, подобен моменту, создаваемому стреловидностью крыла и боковым скольжением на самолете.

Динамическая устойчивость. Динамику поведения висящего вертолета, после того как он получил угловое возмущение, лучше всего объяснить аналогией с поведением самолета, который получил возмущение в сторону крена.

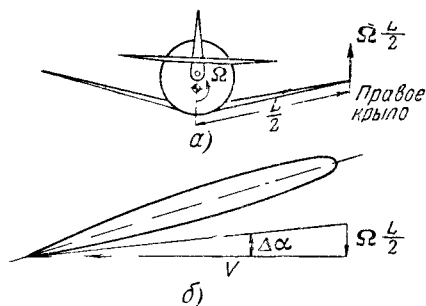


Фиг. X. 8. Движение самолета вбок при возникновении крена.

Аналогия с самолетом. Разберем подробнее поведение самолета при получении им крена (фиг. X. 8,а). Свободная сила, направленная вправо, вызывает скольжение самолета также вправо. Как только началось скольжение вправо, стреловидность крыльев и скорость скольжения создают момент, который стремится вернуть самолет в горизонтальное положение (фиг. X. 8,б). Если самолет свободен от рысканья в курсовом направлении, т. е. никаких других явлений нет, то этот момент выправит самолет. Однако когда машина уже достигнет горизонтального положения, она еще будет иметь скольжение, что заставит ее продолжать вращение относительно продольной оси. Горизонтальный компонент подъемной силы теперь направлен в обратную сторону и будет тормозить боковое перемещение машины, пока самолет не достигнет положения, указанного на фиг. X. 8,в, где скорость скольжения равна нулю, но имеется левый крен. Свободная сила направлена теперь влево, и явление повторится в обратную сторону в виде колебания. Если по времени амплитуда этих колебаний будет увеличиваться, то налицо динамическая неустойчивость, если же со временем амплитуда уменьшится, то самолет динамически устойчив.

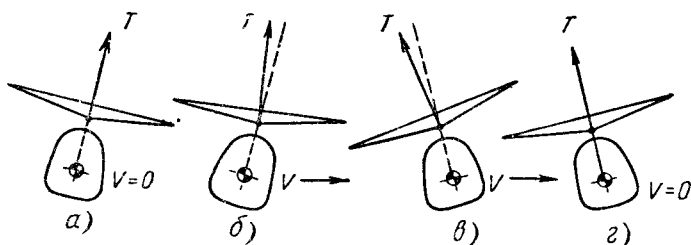
Во время колебаний самолет имеет угловую скорость относительно продольной оси. В то мгновение, когда самолет занимает горизонтальное положение (фиг. X. 8,б), он совершает вращатель-

ное движение влево, что приводит к уменьшению угла атаки правого крыла (см. фиг. X. 9) и увеличению угла атаки левого крыла. Следовательно, образуется момент, направленный по часовой стрелке, который противостоит вращательному движению (направленному против часовой стрелки) машины. Таким образом, первоначальный крен, полученный самолетом, вызывает колебания, в процессе которых на самолет действуют два противоположных момента: один — создаваемый скольжением, а другой — демпфирующий момент, создаваемый вращением самолета относительно продольной оси.



Фиг. X. 9. Демпфирование движения крена на самолете.
а — вид сзади, б — сечение правого крыла.

Если висящий вертолет наклонится вправо (фиг. X. 10, а), то горизонтальный компонент тяги заставит машину двигаться вправо (фиг. X. 10, б). Вертолет,двигающийся вправо из положения X. 10, а в положение X. 10, б, подвергается действию момента, направленного против часовой стрелки (на основании показанной выше устойчивости несущего винта по скорости). Этот момент будет вращать вертолет, пока он не займет положение, показанное на фиг. X. 10, в.



Фиг. X. 10. Колебания вертолета на висении после получения углового возмущения (демпфирование не учитывается)

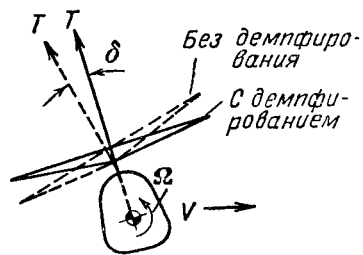
Здесь горизонтальная сила будет тормозить движение вертолета, пока его горизонтальная скорость не достигнет нуля в положении фиг. X. 10, г. В этом положении на вертолет действует свободная горизонтальная сила, направленная влево. Пройдя все положения описанной первой половины колебания, вертолет займет снова положение фиг. X. 10, а, на чем и закончится первый цикл колебания, после чего начнется повторение колебательного процесса.

Так же как и у самолета, у вертолета во время совершения колебательного движения имеется угловая скорость относительно его собственной оси, которая приводит к появлению момента вследствие возникновения демпфирования при крене. Этот момент имеет сильное влияние на колебания. Рассмотрим положение вертолета, изображенное на фиг. X. 10, в. В этот момент вертолет имеет угловую скорость, направленную против часовой стрелки, которая создает небольшой наклон тюльпана несущего винта по направлению часовой стрелки. На фигуре этот наклон не изображен, так как рассматривалось движение без учета демпфирования. Действительное положение несущего винта с учетом демпфирования изображено на фиг. X. 11. Как видно из фигуры, вращение фюзеляжа вертолета приводит к отставанию тюльпана несущего винта от положения, которое он занял бы, если бы отсутствовало демпфирование.

До сих пор рассматривалось отдельно влияние углового изменения положения вертолета. Было показано, что в результате углового смещения возникают колебания. Теперь остановимся на том, какое значение для периода колебаний имеют устойчивость по скорости и демпфирование вращательного движения.

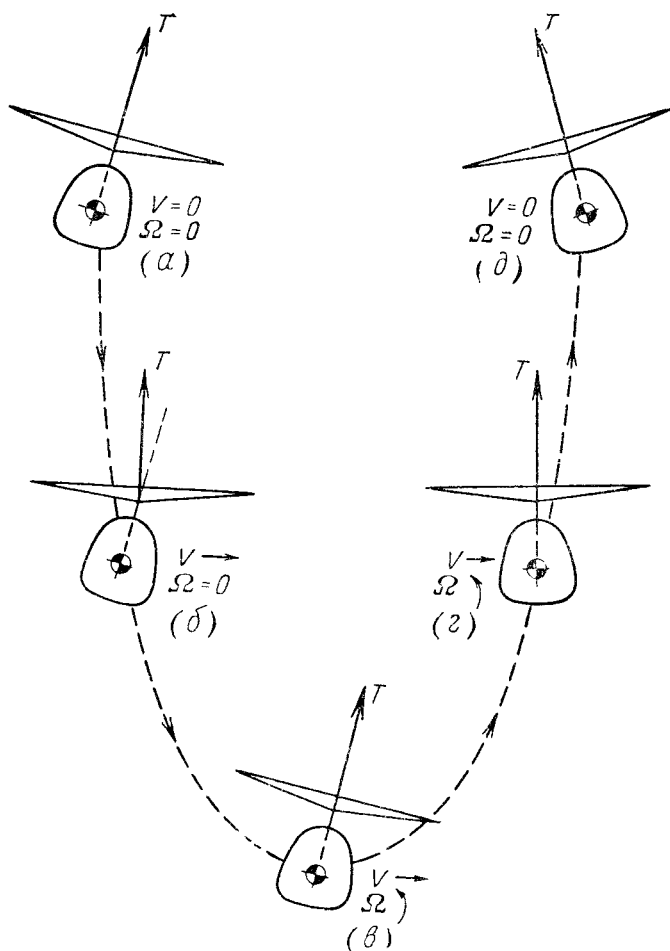
Чтобы выяснить совместное действие устойчивости по скорости и демпфирования вращательного движения вертолета, разберем по частям движение вертолета после получения им углового возмущения. Для простоты изложения будем рассматривать влияние устойчивости по скорости и демпфирование крена раздельно, хотя в действительности они действуют одновременно. Поэтому каждый из описываемых ниже циклов явлений происходит в течение очень короткого промежутка времени. Момент инерции фюзеляжа при изучении настоящих вопросов устойчивости не учитывается.

Рассмотрим висящий вертолет после придания ему крена (или тангажа) до положения, изображенного на фиг. X. 12, а. Хотя момент относительно ц. т. вертолета отсутствует, но имеется свободная сила, сообщающая вертолету движение вправо, в результате чего он занимает положение, изображенное на фиг. X. 12, б. В этом положении вектор тяги наклонен влево и создает в результате устойчивости несущего винта по скорости момент против часовой стрелки. Так как мы пренебрегли моментом инерции фюзеляжа, то этот момент, в свою очередь, быстро вызовет вращение машины против часовой стрелки, и через короткий промежуток времени машина займет положение, показанное на фиг. X. 12, в. Так как имеет место демпфирование вращательного движения, то скорость вращения против часовой стрелки даст возможность фюзеляжу перегнать тюльпан несущего винта так, что через короткий проме-



Фиг. X 11. Положение тюльпана несущего винта с учетом и без учета демпфирования v вертолета, изображенного на фиг. X. 10, в.

жуток времени первоначальное отклонение несущего винта, вызванное устойчивостью по скорости, нейтрализуется. Так как горизонтальный компонент силы, направленной вправо, все еще существует, вертолет будет двигаться в том же направлении, и процесс повто-



Фиг X 12 Поперечные колебания вертолета на висении после получения углового возмущения (с учетом демпфирования).

рится, т. е. поступательная скорость вызовет отклонение вектора тяги влево, что создаст момент, направленный против часовой стрелки, и приведет к возрастанию угловой скорости. Вследствие демпфирования это возрастание скорости вращения даст возможность фюзеляжу выравняться так, что опять через короткий промежуток времени наклон несущего винта, созданный устойчивостью по скорости, нейтрализуется.

Так как при дальнейшем движении машина будет вращаться в сторону выравнивания, то вертолет скоро приобретет горизонтальное положение, как показано на фиг. X. 12,з. Изложенный цикл явлений будет продолжаться тем же порядком (за исключением того, что теперь вектор тяги наклонен влево), и, следовательно, скорость вертолета будет уменьшаться, пока он не достигнет положения фиг. X. 12,д, где обе скорости — поступательная и вращательная — становятся равными нулю. Это положение соответствует положению X. 12,а. Так как горизонтальный компонент силы, направленный в левую сторону, продолжает существовать, вертолет начнет совершать движение влево, процесс, изображенный на фиг. X. 12,а — X. 12,д, повторится в обратную сторону, и вертолет будет совершать колебательные движения туда и обратно. Время, в течение которого вертолет совершит цикл движений от положения, показанного на фиг. IX. 12,а, до положения, показанного на фиг. X. 12,д, является половиной периода колебания.

Период колебаний висящего вертолета с моментом инерции фюзеляжа, равным нулю, выражается следующей формулой (библ. Б, 28).

$$P = \frac{2\pi}{\sqrt{g}} \sqrt{\frac{-M^0}{M^V}}, \quad (\text{X. 2})$$

где демпфирование крена $M^0 \approx -T y_0 \left(\frac{\delta}{\Omega} \right)$.

Устойчивость по скорости можно приближенно вычислить с помощью уравнения, которое дает соотношение между продольным маховым движением и скоростью полета.

Из рассмотренного выше легко установить влияние устойчивости по скорости и демпфирования крена на период колебаний. Рассмотрим вертолет, движущийся из положения, показанного на фиг. X. 12,а в положение, показанное на фиг. X. 12,б. Чем больше устойчивость по скорости, тем больше отклонение вектора тяги в положении X. 12,б, следовательно, тем больше угловая скорость и тем скорее вертолет достигнет положения X. 12,в. Значит, увеличение устойчивости по скорости уменьшает период колебаний. Уравнение (X. 2) дает тот же результат, так как величина M^V находится в знаменателе. Устойчивость по скорости влияет на период колебаний, чем и объясняется полученная при испытаниях разница (библ. А, IV. 6) для периодов колебаний тангажа и крена одновинтового вертолета. Если, например, хвостовой винт расположен выше и т., то он будет увеличивать устойчивость вертолета по скорости при совершении им колебаний крена, и период колебаний сократится. Это происходит от изменения тяги хвостового винта вследствие изменения протекания потока сквозь хвостовой винт при совершении вертолетом колебательного движения в поперечной плоскости.

Влияние демпфирования крена можно понять из фиг. X. 12,б и в. Чем больше демпфирование крена, тем меньше угловая ско-

рость, необходимая для нейтрализации отклонения вектора тяги, вызванного устойчивостью по скорости в положении фиг. X. 12,б. В этом случае происходит более медленное изменение положения машины, следовательно, положение фиг. X. 12,в достигается несколько позднее, чем в случае, если бы демпфирование имело меньшую величину. Таким образом, демпфирование крена приводит к увеличению периода колебаний. Уравнение (X. 2) дает тот же результат, так как величина M^2 находится в числителе.

Учет влияния момента инерции фюзеляжа приводит к увеличению периода колебаний по сравнению с тем, который получается из уравнения (X. 2). Однако качественное влияние устойчивости по скорости и демпфирования крена остается тем же и с учетом момента инерции фюзеляжа.

Трудно дать точную оценку влияния различных параметров на возрастание или затухание колебаний вертолета на режиме висения, но в общих чертах можно сказать, что динамическую неустойчивость можно уменьшить путем уменьшения момента инерции фюзеляжа, увеличением момента инерции лопастей относительно ГЦ (что приводит к увеличению демпфирования крена), увеличением высоты несущего винта над ц. т. вертолета и увеличением разности ГЦ.

Обычно большинство этих параметров определяется другими конструктивными соображениями и не может произвольно меняться. Так как одновинтовые вертолеты с обычной системой управления показали динамическую неустойчивость, изучаются различные способы и устройства для создания удовлетворительной устойчивости одновинтовых вертолетов на висении (библ. Б, 25 и 26).

Продольная устойчивость при полете вперед

Статическая устойчивость

Так же как при рассмотрении устойчивости вертолета на висении мы пользовались сравнением с самолетом, полезно воспользоваться этой аналогией и сейчас.

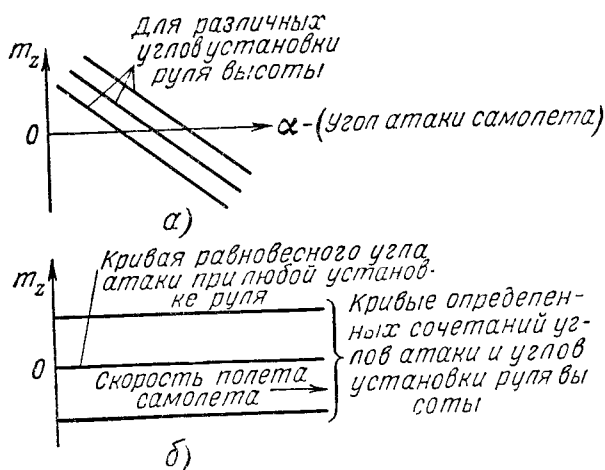
Аналогия с самолетом. Так как самолет может быть выведен из состояния установившегося полета изменением его угла атаки (угла атаки) или изменением скорости, то существуют два вида статической устойчивости.

Если при внезапном увеличении угла атаки самолета, летящего с установившейся скоростью (при сохранении скорости полета неизменной), возникает пикирующий момент, то, самолет является статически устойчивым (Статическая устойчивость самолета по углу атаки зависит от положения ц. т. машины, так как положение ц. т. влияет на плечо момента, создаваемого подъемной силой крыла оперения.)

Рассмотрим статическую устойчивость самолета при изменении скорости полета, если угол атаки сохраняется неизменным.

Если пренебречь влиянием мощности и числа M , что вполне допустимо для данных условий, то изменение скорости по сравнению

с первоначально установленной при сохранении угла атаки и траектории полета (как это имеет место при испытании в трубе) не создает аэродинамических моментов относительно ц. т. Иначе говоря, самолет имеет нейтральную статическую устойчивость по скорости при постоянном угле атаки и постоянном угле траектории полета, так как при изменении скорости изменения коэффициентов подъемной силы и моментов не происходит. Изменение скорости от первоначального значения пропорционально изменяет все аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет, и равновесие его не нарушается.

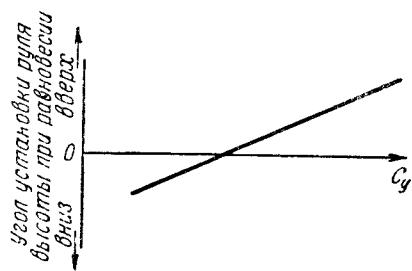


Фиг. X.13. Кривые статической устойчивости самолета на планировании

$$a - m_z = f(\alpha), \quad б - m_z = f(V).$$

Исходя из этого статическую устойчивость данного самолета с неизменным положением ц. т. можно выразить с помощью серии кривых коэффициента момента по углу атаки и скорости (фиг. X.13), данные для которых получаются при испытании в трубе. Так как коэффициент момента при постоянном угле атаки и отклонении управления не зависит от скорости, как показано на фиг. X.13,б, то из фиг. X.13,а можно получить единственную кривую статической устойчивости (фиг. X.14), которая не зависит от скорости. Кривая на фиг. X.14 получается путем снятия с фиг. X.13,а углов отклонения руля высоты и соответствующих им углов атаки самолета, переведенных в коэффициент подъемной силы. Этот вид графика, выражающий статическую устойчивость самолета, очень удобен, так как может быть легко получен при летных испытаниях самолета, сбалансированного при горизонтальном полете (т. е. $Y=G, m_z=0$). Положительный наклон кривой на фиг. X.14 указывает на то, что самолет устойчив с зажатой ручкой, так как при уменьшении угла атаки самолета (т. е. уменьшении c_y) для балансировки необходимо

отклонить ручку вперед (или руль высоты вниз). Отметим, что одна кривая фиг. X. 14 полностью определяет статическую устойчивость



Фиг. X 14. Статическая устойчивость самолета на планировании.

самолета с неизменным положением ц. т. только потому, что статическая устойчивость самолета по скорости при постоянном угле атаки и постоянном угле траектории нейтральна. Если же учитывать влияние пропеллера, то кривая на фиг. X. 14 не будет иметь места, так как самолет при работающем пропеллере уже не является нейтрально устойчивым по скорости при постоянном угле атаки. Так как вертолет имеет

положительную, а не нейтральную устойчивость по скорости, то очевидно, в моторном полете одна кривая не может представить картину устойчивости вертолета.

Статическая устойчивость вертолета

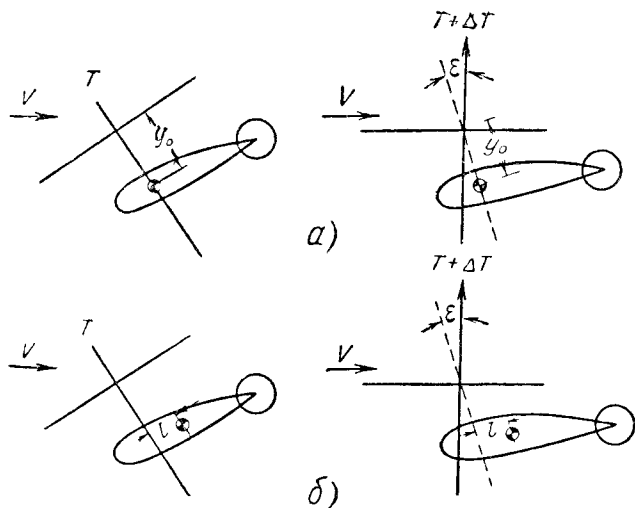
Статическая устойчивость вертолета при полете вперед зависит от моментов, которые начинают действовать на вертолет при изменении скорости (при постоянном угле атаки) от первоначального значения, а также при изменении моментов, которые начинают действовать на вертолет при изменении угла атаки от первоначального значения (при сохранении постоянной скорости полета). Моменты, возникающие на несущем винте при указанных изменениях скорости или угла атаки, уже рассматривались в разделе «Характеристики несущего винта» (стр. 206).

Фюзеляж и стабилизирующие поверхности вертолета (если они имеются) также будут создавать аэродинамические моменты, которые изменяются при изменении как скорости, так и угла атаки. Эти моменты действуют следующим образом:

1) Влияние изменения коэффициента момента по углу атаки. Фюзеляж обычного вертолета обладает дестабилизирующим моментом, который складывается с неустойчивостью несущего винта по углу атаки. Стабилизирующий момент в этом случае достигается применением специальных стабилизирующих поверхностей.

2) Влияние постоянного коэффициента момента при установившемся полете на устойчивость по скорости. Фюзеляж обычных вертолетов при установившемся режиме полета имеет пикирующий момент. Следовательно, если скорость вертолета изменяется от равновесного положения при неизменном угле атаки, то изменение момента от изменения динамического напора происходит в сторону дестабилизации. Если стабилизирующие поверхности при установившемся полете создают кабрирующий момент, неся некоторую отрицательную нагрузку, то результирующее изменение момента по скорости будет стабилизирующее.

3) Влияние на устойчивость по углу атаки смещения оси тяги относительно положения ц. т. Ось тяги сдвигается относительно ц. т. при установившемся полете для того, чтобы компенсировать аэродинамический момент тангажа, действующий на фюзеляж или стабилизирующие поверхности, или тогда, когда вертолет имеет разнос ГШ и ц. т. не лежит на оси вала несущего винта. Обычные вертолеты при установившемся полете имеют пикирующий момент фюзеляжа, который компенсируется смещением оси тяги вперед относительно ц. т. Это смещение вызывает дополнительные колебания стабилизирующего момента по углу атаки (фиг. X. 15).



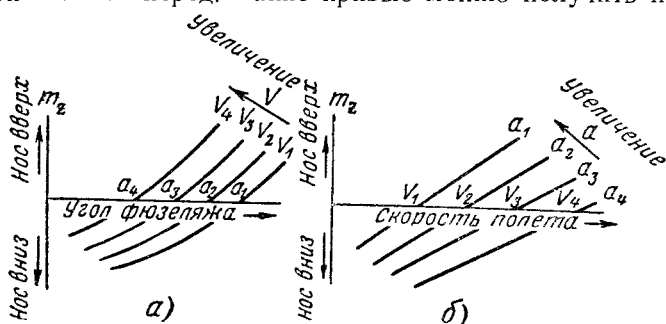
Фиг. X 15 Влияние смещения ц. т. на продольный момент, возникающий при изменении угла атаки фюзеляжа.
 а — смещения ц. т. нет; б — ц. т. смещен относительно оси тяги назад

Увеличение угла фюзеляжа приводит к созданию большего кабрирующего момента несущего винта (на величину, равную произведению прироста тяги на первоначальное смещение ц. т.), чем при отсутствии смещения ц. т. Таким образом, пикирующий момент фюзеляжа, требующий смещения оси тяги относительно ц. т., суммируется с дестабилизирующим моментом несущего винта по углу атаки. Если при установившемся полете стабилизирующие поверхности создают кабрирующий момент, неся отрицательную нагрузку, то смещение оси тяги относительно ц. т. противодействует неустойчивости несущего винта по углу атаки или если смещение достаточно велико, то даже может привести к нейтральной устойчивости вертолета по углу атаки.

Разнос ГШ может оказать подобное же действие на статическую устойчивость несущего винта по углу атаки. Например, если ц. т. расположен впереди оси вала, то вследствие разнеса ГШ центр

тяжести будет также впереди вектора тяги. Следовательно, как и в случае отрицательной нагрузки на оперение, неустойчивость по углу атаки будет уменьшаться.

На фиг. X. 16,а и б представлены два типа статической устойчивости при полете вперед. Такие кривые можно получить при испы-

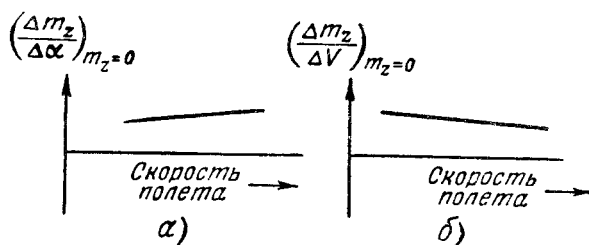


Фиг. X. 16. Кривые статической устойчивости для обычного вертолета без оперения.

$$a - m_z = f(\alpha); \quad б - m_z = f(V).$$

тания в аэродинамической трубе. На фиг. X. 16,а показано изменение коэффициента момента относительно ц. т. вертолета по углу атаки фюзеляжа при различных скоростях полета. На фиг. X. 16,б показано изменение коэффициента момента по скорости для каждого равновесного угла атаки, приведенного на фиг. X. 16,а. (На фиг. X. 16 по X. 19 приведен характер кривых, но не точная их форма).

На фиг. X. 16,а даны отдельные кривые для каждого значения скорости, в то время как статическая устойчивость самолета опре-



Фиг. X. 17 Наклон кривых фиг. X. 16 при $m_z = 0$.

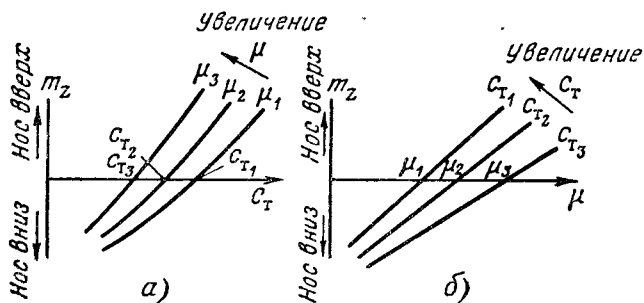
а — устойчивость по углу атаки; б — устойчивость по скорости

деляется только одной кривой, приведенной на фиг. X. 13,а. Необходимость в серии кривых возникает в связи с тем, что при изменении скорости, как видно из фиг. X. 16,б, возникает изменение моментов, таким образом балансировочная точка и кривая фиг. X. 16,а сдвигаются.

Величина статической устойчивости или неустойчивости вертолета количественно определяется кривыми фиг. X. 17, которые пред-

ставляют наклоны кривых фиг. X. 16 при сбалансированном состоянии. Кривая фиг. X. 17,а получена снятием значений скорости $\frac{\Delta m_z}{\Delta \alpha}$ при $m_z=0$ с кривых фиг. X. 16,а. Подобным же образом кривая фиг. X. 17,б получена на основании кривых фиг. X. 16,б.

Хотя метод получения кривых, подобных изображенным на фиг. X. 17, при летных испытаниях еще не полностью разработан, стоит упомянуть один из способов замера статической устойчивости вертолета в полете, применяемый НАСА. Метод заключается в замере изменения положения ручки управления в зависимости от коэффициента тяги при сохранении неизменными характеристики



Фиг. X. 18. Кривые статической устойчивости в безразмерной форме для обычного вертолета без хвостового оперения.

$$a - m_z = f(c_T); \quad б - m_z = f(\mu).$$

режима горизонтального полета и положения рычага общего шага. Так как увеличение коэффициента тяги, полученное таким образом, сопровождается увеличением угла атаки фюзеляжа, то пе емещение ручки назад при увеличении коэффициента тяги указывает на наличие устойчивости по углу атаки.

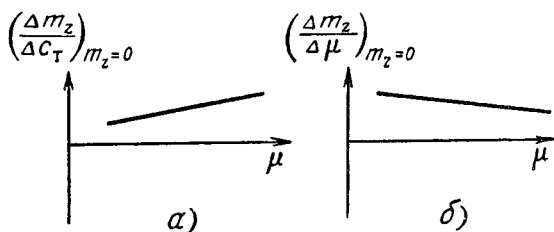
Кривые фиг. X. 17 характерны для обычного вертолета, не имеющего горизонтального оперения, совершающего моторный полет, тем, что они указывают на неустойчивость по углу атаки и на устойчивость по скорости. Неустойчивость по углу атаки при полете вперед является основным недостатком в вопросе устойчивости обычных вертолетов без оперения.

Необходимо отметить, что приведенные на фиг. X. 16 и 17 кривые устойчивости представляют характеристики вертолета с определенным положением ц. т., ручки рычага общего шага, полетным весом, оборотами несущего винта, летящего на определенной высоте. Влияние полетного веса, оборотов и высоты полета может быть учтено применением графиков устойчивости в безразмерной форме. Один из способов такого изображения приведен на фиг. X. 18 и 19.

Чтобы оценить правильное изменение положения ручки, необходимо знать долю фюзеляжа и оперения в общем значении m_z . Влияние изменения положения ц. т. при неподвижной ручке может

быть учтено путем корректирования каждого значения m_z фиг. X. 18 на величину, равную $c_y \left(\frac{\Delta l}{R} \right)$. В особом случае, когда фюзеляж и оперение не создают моментов, изменение положения ц. т. при данных условиях полета приводит к изменению положения фюзеляжа, которое компенсируется изменением положения ручки управления и устойчивость машины не изменяется¹.

Если, однако, фюзеляж или неподвижное оперение создают моменты, которые изменяются при изменении угла атаки, или если вертолет имеет разнесенные ГШ, то изменение положения ц. т. будет через наклон фюзеляжа изменять моменты фюзеляжа и таким образом менять горизонтальное расстояние между вектором тяги и



Фиг. X. 19. Наклон кривых фиг. X. 18 при $m_z = 0$.

a — устойчивость по углу атаки, *b* — устойчивость по скорости

положением ц. т. при сбалансированном полете. Как уже указывалось, это изменение плеча ц. т. вертолета при сбалансированном полете влияет на устойчивость вертолета.

Чтобы учесть изменение общего шага, необходимо построить кривые, подобные кривым фиг. X. 18 и X. 19, для нескольких значений общего шага. Практически может оказаться целесообразнее вычертить эти кривые для постоянной мощности, чем для постоянного значения общего шага.

Кривые, подобные изображенным на фиг. X. 18, учитывают не только изменения балансировочных значений оборотов несущего винта, но и изменения оборотов винта, которые обычно происходят при изменении угла атаки фюзеляжа или скорости полета. Эти изменения оборотов влияют на статическую устойчивость вертолета. Например, самовращающийся несущий винт имеет характеристики устойчивости, отличные от винта, работающего с мощностью на валу. Основной причиной этого является то, что обороты ротора на режиме самовращения не обуславливаются работой двигателя и

¹ Для определенных условий полета положение диска несущего винта в пространстве строго определенное. Таким образом, для поддержания заданных условий полета при смещении ц. т., когда возникает наклон фюзеляжа и диск несущего винта, ручка управления должна быть передвинута в такое положение, чтобы плоскость диска несущего винта заняла свое первоначальное положение.

могут изменяться при изменении скорости полета или угла атаки. Исследования (библ. Б, 24) показывают, что влияние изменений оборотов несущего винта таково, что самовращающийся несущий винт становится нейтрально устойчивым по скорости при неизменном угле атаки и устойчивым по углу атаки при постоянной скорости. Таким образом, характеристика мощность — обороты двигателя вертолета влияет на устойчивость вертолета.

Динамическая устойчивость при полете вперед

Многое в вопросах о динамической устойчивости вертолета при полете вперед понятно на основании уже разобранных динамической устойчивости вертолета на висении. Если вертолет имеет нейтральную статическую устойчивость по углу атаки (как это имеет место при колебаниях машины на висении в результате скорости, близкой к нулю), то период продольных колебаний при полете вперед будет зависеть главным образом от тех же факторов, что и колебания на висении, а именно: статической устойчивости по скорости и демпфирования по углу тангажа. Это подтверждается изучением приближенного уравнения (библ. Б, 24) для периода продольных колебаний вертолета при полете вперед. Это уравнение (не учитывающее влияние момента инерции машины, который, очевидно, увеличит период колебаний) имеет следующий вид:

$$P = 2\pi \sqrt{\frac{-M^2 - \frac{GV}{g} \frac{M^2}{T^2}}{M^V g}} \quad (X.3)$$

Если положить $M^2 = 0$, то уравнение примет такой же вид, как и уравнение (X.2), определяющее период колебаний для режима висения.

Движение вертолета после возмущения. Даем приближенное описание колебания (так как влияние вторичных факторов не учитывается). Рассмотрим продольные колебания вертолета, имеющего нейтральную устойчивость по углу атаки. Допустим, вертолет сбалансирован и совершает горизонтальный полет. Его движение возмущено опусканием носа машины, и он начал снижаться, как показано на фиг. X.20,а. Компонент силы веса, направленный по траектории полета, создает увеличение скорости вертолета, пока машина не достигнет положения, указанного на фиг. X.20,б. Наличие устойчивости несущего винта по скорости вызовет отклонение тьюльпана назад и, следовательно, возникновение кабрирующего момента. В результате вращения машина приобретет такую угловую скорость, что имеющееся демпфирование несущего винта позволяет фюзеляжу занять положение, при котором наклон вектора тяги, вызванный статической устойчивостью по скорости, нейтрализуется. Так как компонент силы веса продолжает действовать по траектории, то машина будет продолжать уве-

личивать скорость, и описанные явления будут усугубляться. Непрерывное возрастание угловой скорости влечет за собой непрерывное возрастание угла атаки фюзеляжа. В свою очередь, тяга также будет непрерывно возрастать, пока траектория полета не станет горизонтальной и вертолет не достигнет положения, указанного на фиг. X. 20,в.

В этом положении вертолет имеет приблизительно максимальную скорость по траектории, максимальную угловую скорость на кабрирование и максимальный угол атаки фюзеляжа. Так как тяга несущего винта в этой точке больше, чем вес вертолета (вследствие того, что угол атаки больше значения, при котором имеет место равновесие машины), то машина начнет набирать высоту. Компонент веса, направленный по траектории, теперь будет действовать в обратную сторону, скорость начнет уменьшаться, и наклон тюльпана назад тоже начнет уменьшаться. В итоге тюльпан здесь получает наклон вперед, так как наклон вперед от демпфирования имеет большую величину, чем наклон назад от устойчивости по скорости. Пикирующий момент, в свою очередь, уменьшает угловую скорость вращения вертолета на кабрирование до такой величины, что демпфирование тангажа снова нейтрализует оставшийся наклон тюльпана назад (относительно равновесного положения), который был вызван устойчивостью по скорости, и вертолет достигает положения, указанного на фиг. X. 20,г.

Компонент силы веса продолжает замедлять движение машины, и описанные явления продолжают углубляться, пока вертолет не достигнет положения (фиг. X. 20,д), где его скорость и угол атаки равны значениям сбалансированного полета, а угловая скорость равна нулю. Так как в этот момент вертолет совершает набор высоты, то скорость будет продолжать уменьшаться, и явления, изображенные на фиг. X. 20,а — д, повторятся с той только разницей, что все изменения будут происходить в обратном направлении. Таким образом, в положении фиг. X. 20,е вертолет будет иметь приблизительно минимальную скорость полета, максимальную угловую скорость на пикирование и минимальный угол атаки фюзеляжа. Когда вертолет достигнет положения, указанного на фиг. X. 20,ж, то он будет находиться в положении, точно соответствующем положению фиг. X. 20,а, и цикл явлений, изображенных на фиг. X. 20, повторится.

Влияние статической устойчивости по скорости и демпфирования по углу тангажа на период колебаний. Увеличение устойчивости по скорости вызовет больший кабрирующий момент для увеличения скорости вертолета, соответствующего положению фиг. X. 20,б. Это, в свою очередь, создает большую угловую скорость, чем получалась ранее, и положение фиг. X. 20,в будет достигнуто быстрее. Следовательно, увеличение устойчивости по скорости сокращает период колебаний. Уравнение (X. 3) дает тот же результат, так как M^V находится в знаменателе. Чем больше величина демпфирования по углу тан-

аж, тем меньше угловая скорость, создаваемая кабрирующим моментом в положении фиг. X. 20,б, которая требуется для нейтрализации устойчивости по скорости. Следовательно, увеличение демпфирования по углу тангажа увеличивает период колебаний. Уравнение (X. 3) дает такой же результат, так как M^z полагается равным нулю, а $-M^2$ — положительная величина в числителе.

Влияние устойчивости по углу атаки на период колебаний. Уравнение (X. 3) показывает, что влияние статической устойчивости по углу атаки M^z должно быть прибавлено (или вычтено) к влиянию демпфирования по углу тангажа. Если вертолет статически неустойчив по углу атаки, M^z положительна и градиент тяги по углу атаки T^z положителен, то величина $\left(\frac{GV}{g}\right)\left(\frac{M^z}{T^z}\right)$ будет также положительной. Следовательно, величина числителя и соответственно периода колебаний уменьшается. Так как моменты от изменения угла атаки и угловой скорости меняются по мере совершения колебания, то они должны быть приблизительно в фазе, чтобы их можно было алгебраически складывать. Положения, указанные на фиг. X. 20,в — е, показывают, что α и Ω достигают своей максимальной величины одновременно.

Физически влияние устойчивости по углу атаки M^z на демпфирование при тангаже и, следовательно, на период колебаний можно понять из положения, указанного на фиг. X. 20,в. Когда вертолет находится в этом положении, его вращение на кабрирование, достигающее здесь максимальной скорости, создает под действием демпфирования максимальный пикирующий момент. В то же время угол атаки, имеющий здесь максимальное значение, создает максимальный кабрирующий момент (так как было принято, что вертолет статически неустойчив по углу атаки). Таким образом, влияние статической неустойчивости по углу атаки уменьшает влияние демпфирования по углу тангажа и соответственно период колебаний. Отсюда следует, что если на вертолете, чтобы сделать его устойчивым по углу атаки, установлено стабилизирующее устройство, например, хвостовое оперение, то период колебаний увеличится.

Влияние $\frac{GV}{g}$ и T' на период колебаний. Как уже указывалось, если величина M^z отрицательна, то она прибавляется, если положительна, то вычитается из M^2 . Соотношение влияния этих двух величин зависит от относительных величин градиентов изменения угла атаки и угловой скорости.

Величины $\frac{GV}{g}$ и T^z влияют на период колебаний потому, что они определяют изменение угла атаки для данной угловой скорости. Эти два фактора влияют на максимальное изменение угла атаки для данной максимальной угловой скорости следующим образом: в любой точке колебания сила тяги будет отличаться от веса вертолета на величину, равную центробежной силе, возникающей вследст-

вие кривизны траектории полета. Для получения указанного изменения тяги должен изменяться угол атаки. Если изменение тяги по углу атаки T^a положительно, то данное изменение тяги может быть получено меньшим изменением угла атаки. Следовательно, чем больше величина T^a , тем меньше влияние M^a . Это заключение подтверждается уравнением (X.3), так как M^a делится на T^a . Величина центробежной силы, действующей на вертолет, приходящаяся на единицу угловой скорости тангажа, зависит от величины $\frac{GV}{g}$.

Поэтому чем больше эта величина, тем больше потребное изменение в тяге, тем больше изменение угла атаки при колебании и тем больше влияние M^a . Уравнение (X.3) дает тот же результат, так как

M^a умножается на $\frac{GV}{g}$.

Влияние параметров устойчивости на нарастающие колебания. Примером влияния рассмотренных выше параметров устойчивости на характеристики управляемости вертолета является влияние их на градиент нарастания колебаний при полете вперед. Практически градиент нарастания может сильно влиять на характеристики управляемости и устойчивости, особенно если нарастание так велико, что получается только часть цикла.

Приближенный анализ, выполненный в работе (библ. Б, 24), показывает, что вертолет, статически неустойчивый по углу атаки, будет также и динамически неустойчивым, но сильное демпфирование тангажа или ухудшение устойчивости по скорости уменьшит влияние данной величины статической неустойчивости. Поэтому желательно иметь на вертолете какие-либо средства, обеспечивающие устойчивость по углу атаки или большую величину демпфирования продольных колебаний. Теоретически доказано, что влияние момента инерции фюзеляжа увеличивает динамическую неустойчивость, т. е. момент инерции фюзеляжа вызывает более быстрое нарастание колебаний.

Заключение

Вопросы устойчивости одновинтового вертолета с обычной системой управления, рассмотренные в настоящей главе, можно суммировать следующим образом:

1) Управление осуществляется с помощью наклона вектора тяги относительно ц. т. Если имеется разнос ГШ, этот наклон создает дополнительный момент от массовых сил лопастей. Мощность управления, представляющая момент управления на градус отклонения ручки, зависит от высоты несущего винта над ц. т. и величины разноса ГШ.

2) Демпфирование, создаваемое несущим винтом, есть результат наклона вектора тяги относительно ц. т., вызванного инерцией лопастей при крене или тангаже вертолета. Величина демпфирующего момента при данной угловой скорости возрастает с увеличе-

нием высоты несущего винта, разноса ГШ, момента инерции лопастей и уменьшения оборотов. Демпфирование может быть также увеличено применением специальных устройств, как автопилот, гироскопический стабилизатор и серворули, действующие на управление пропорционально скорости крена или тангажа.

3) Чувствительность управления есть отношение величины полученной угловой скорости к величине отклонения ручки управления. Чувствительность управления зависит от отношения мощности управления к величине демпфирования несущего винта и не зависит от высоты несущего винта или разноса ГШ, так как эти параметры воздействуют одновременно и на мощность управления и на величину демпфирования. Чрезмерную чувствительность управления можно снизить воздействием на те параметры, которые могут увеличить демпфирование, не увеличив мощности управления.

4) У вертолета имеется два вида статической устойчивости: устойчивость по скорости и устойчивость по углу атаки. В отличие от самолета у вертолета имеется изменение продольного момента по скорости при постоянном угле атаки. Это изменение продольного момента устойчиво, так как увеличение скорости создает кабрирующий момент. Несущий винт вертолета неустойчив по углу атаки при постоянной скорости, так как увеличение угла атаки приводит к возникновению кабрирующего момента. Эта неустойчивость больше при кабрировании, чем при пикировании. Кроме того, неустойчивость при больших углах кабрирования больше, чем при малых. Большинство фюзеляжей имеет неустойчивые характеристики, и в результате большинство вертолетов неустойчивы по углу атаки, что является одним из существенных недостатков вертолетов. Наличие неустойчивости по углу атаки не определяется кривой положения ручки по скорости полета. Следовательно, для полного определения характеристик устойчивости вертолета необходимо провести замер положения ручки по углу атаки при постоянной скорости полета.

5) Статическая устойчивость вертолета при полете вперед не зависит от положения, ц. т., если другие части машины, кроме несущего винта, не создают никаких моментов. Если же такие моменты имеют место (как, например, от оперения), то статическая устойчивость зависит от положения ц. т.

6) Висящий вертолет, выведенный из состояния равновесия, будет совершать колебания, период которых зависит в первую очередь от двух факторов: устойчивости по скорости и демпфирования по углу крена или тангажа.

7) Вертолет, обладающий нейтральной устойчивостью по углу атаки (при пренебрежении влиянием моментом инерции), совершающий полет вперед и выведенный из состояния равновесия, будет совершать колебания, период которых зависит, как и в случае сения, главным образом от устойчивости по скорости и демпфирования по углу тангажа. Статическая неустойчивость на вертолете по углу атаки вызывает уменьшение периода колебаний.

8) Согласно приближенной теории динамическая неустойчивость при полете вперед может быть уменьшена добавлением положительной статической устойчивости по углу атаки, увеличением демпфирования по углу тангажа или уменьшением устойчивости по скорости.

Имеется ряд способов улучшения характеристик устойчивости и управляемости вертолетов путем применения устройств, изменяющих величины параметров, влияющих на устойчивость. Примером могут служить уже применяющиеся устройства, воздействующие на увеличение демпфирования по углу тангажа или создающие положительную статическую устойчивость по углу атаки.

Глава XI

ВВЕДЕНИЕ В ВОПРОСЫ ВИБРАЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ

В настоящей главе освещается физическая сущность вибраций с целью показать, какие силы несущего винта и вертолета возбуждают вибрацию и как вертолет и несущий винт реагируют на воздействие этих возбуждающих сил.

Виды вибраций

Вибрации можно разделить на обычные и самовозбуждающиеся. Обычными вибрациями являются такие, когда система масс, упругих элементов и демпферов приводится в колебательное движение воздействием некоторой переменной внешней силы. Амплитуда этих вибраций на единицу величины возбуждающей силы может изменяться в широких пределах в зависимости от соотношений параметров в системе и частоты действия возбуждающей силы. Обычные вибрации детально рассмотрены в этой главе.

Самовозбуждающиеся вибрации не требуют воздействия переменной внешней силы. Когда возникают самовозбуждающиеся вибрации, система находится в неустойчивом состоянии, и любое небольшое возмущение может вызвать колебания все увеличивающейся амплитуды. Примером самовозбуждающихся колебаний на вертолете может служить явление так называемого земного резонанса, когда сочетаются колебания лопастей относительно ВШ с линейными колебаниями втулки и всей машины, или флаттер лопастей, включающий сочетание изгибных и крутильных колебаний лопастей с воздействующими на них аэродинамическими силами.

О самовозбуждающихся вибрациях сделаем несколько коротких замечаний.

Земной резонанс представляет собой самовозбуждающиеся механические колебания, возникающие в результате определенного сочетания колебаний лопастей относительно ВШ с колебаниями всей машины на шасси. Когда частоты колебаний лопастей относительно ВШ и колебаний вертолета на шасси близки, то возникает сильная тряска всей машины, которая, если не будет каким-либо способом погашена, приведет к немедленному разрушению всей машины (в прошлом земной резонанс был причиной поломок ряда автожиров и вертолетов). Явления земного резонанса теоретически исследованы (библ. А, V. 5, V. 10 и V. 11) и были предложены

средства, дающие возможность избежать этого явления. Для выполнения практических расчетов были составлены простые графики. По этим графикам можно определить диапазон оборотов несущего винта, в котором возможно возникновение самовозбуждающихся колебаний, и величину демпфирования, потребного для избежания опасных частот.

Другим примером самовозбуждающихся колебаний, присущих вертолетам, являются встречающиеся иногда колебания двухлопастных несущих винтов. Это колебания типа флаттера, выражающиеся в том, что концы лопастей совершают движение, подобное движению челнока ткача. При исследовании этого явления (библ. А, V, 6) было найдено, что двухлопастный несущий винт с одним ГШ и конструктивной конусностью более неустойчив, чем крыло самолета с соответствующими параметрами.

При большой конструктивной конусности масса лопасти распределяется над продольной осью кардана; массовые силы стремятся сдвинуть массы лопасти дальше от оси вращения путем отгиба лопасти вниз от конструктивного угла конусности, в результате чего возникает упругая константа, вызывающая неустойчивость. Лопасты, имеющие индивидуальный ГШ, наоборот, обладают упругой константой, способствующей сохранению устойчивости (пока они не изогнуты чрезмерно, в форму S , радиальным распределением нагрузки).

При определенных сочетаниях угла конусности и конструктивных параметров лопасти явление флаттера может наступить даже при положении ц. т. значительно впереди 25% хорды. Средствами устранения флаттера в этом случае являются: уменьшение угла конусности, увеличение жесткости системы управления, перемещение ц. т. сечения лопасти вперед и введение механических демпфирующих устройств в систему несущего винта.

Источники энергии обычных вибраций

Переменные силы, действующие на вертолет, могут возникать от трех источников: аэродинамических сил, действующих на несущий винт, вибраций двигателя и аэродинамических сил, действующих на фюзеляж и невращающиеся части машины. Из перечисленных два первых источника наиболее важные. Вибрации, вызываемые двигателем, имеют серьезное значение как с точки зрения самочувствия экипажа, так и усталости самой конструкции вертолета, но рассмотрение природы вибраций и способов демпфирования их не входит в задачи этой книги. Следующие разделы будут посвящены только рассмотрению вибраций, вызываемых несущим винтом.

Возбуждающие силы на лопастях несущего винта

Переменные воздушные силы, действующие на лопасти несущего винта, являются в основном результатом периодических изменений, возникающих при полете вперед. Режим висения с точки зрения

возникновения вибраций является спокойным режимом и возникающие при этом периодические силы носят второстепенный характер (например, импульс, испытываемый лопастями при прохождении их над хвостовой балкой или другими частями вертолета).

Так как большая часть сил, передаваемых несущим винтом, являются периодическими, циклически повторяющимися при каждом обороте, то все переменные импульсы должны быть кратны оборотам несущего винта. Могут иметь место импульсы 1, 2, 3, 4 и т. д. за оборот. Переменные силы указанных порядков возникают при косой обдувке в результате изменения скорости обтекания и угла атаки вращающихся лопастей. Например, скорость элемента лопасти на азимуте ψ достаточно точно определяется выражением

$$W_1 = \omega r + V \sin \psi.$$

Так как воздействующие силы изменяются пропорционально квадрату скорости, встречается величина, включающая $\sin^2 \psi$. Из тригонометрии $\sin^2 \psi$ может быть выражен как $0,5 - 0,5 \cos 2\psi$, так что изменение только одной скорости вызывает первую и вторую гармоники изменения силы. Если учесть, что одновременно происходит изменение угла атаки, то увидим, что существуют еще более высокие гармоники периодической силы.

В общем амплитуда возбуждающей аэродинамической силы при данных условиях уменьшается по мере возрастания порядка гармоники. Вторая гармоника весьма важна, особенно в диапазоне малых скоростей, где индуктивный поток по диску (особенно в его передней и задней частях) существенно меняется. Третья и четвертая гармоники также важны.

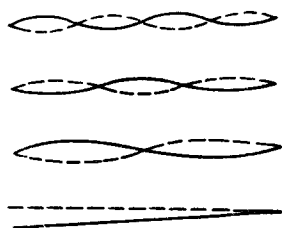
Периодические воздушные силы действуют как в направлении тяги несущего винта, так и в плоскости вращения.

Реакция жесткой шарнирно прикрепленной лопасти на периодические силы. Как было показано в главе VI, для обычных несущих винтов собственная частота колебаний лопасти в плоскости взмаха приблизительно равна одному колебанию за оборот и в плоскости вращения $1/3$ и $1/4$ колебания за оборот. Поэтому импульсы воздушных сил, действующие с частотой 2, 3 и 4 импульса за оборот, значительно выше собственной частоты колебаний лопасти. Эти силы создают движение с амплитудами, зависящими главным образом от инерции лопасти. Направление движения лопасти приблизительно на 180° отстает по фазе от направления действия силы. Колебания более высоких гармоник хотя и малы по величине, но имеют важное значение, так как они создают силы, передающиеся на вертолет.

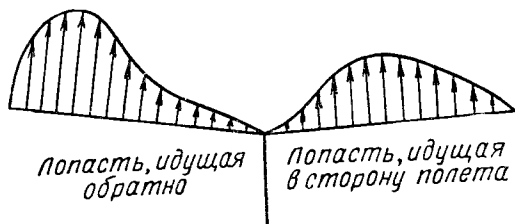
Периодический изгиб лопастей

Лопасты несущего винта не являются абсолютно жесткими, а имеют определенную гибкость как в плоскости взмаха, так и в плоскости вращения. Обычные лопасти ведут себя с точки зрения

изгиба скорее как веревка, чем как жесткий прут. Лопасть, изгибаясь, может получить любую из свойственных ей форм (фиг. XI. 1). Частота, с которой происходят указанные изгибы лопастей, зависит от распределения масс, жесткостных характеристик, а также от оборотов несущего винта. Центробежные силы повышают жесткость лопасти, следовательно, собственная частота каждой формы колебаний возрастает по мере увеличения оборотов. Было найдено, что для лопастей, имеющих обычное распределение массы и жесткости,



Фиг. XI. 1. Формы собственных изгибных колебаний лопасти.



Фиг. XI 2 Типичное распределение нагрузки на лопастях.

первая форма собственных колебаний изгиба в плоскости взмаха имеет место при частоте, расположенной между двумя и тремя циклами за оборот.

При косо́й обдувке несущего винта распределение подъемной силы по радиусу лопасти периодически изменяется, нагрузка сдвигается по направлению к концу возвращающейся лопасти. Типичное распределение нагрузки показано на фиг. XI. 2. Это изменение в распределении нагрузки вызывает изгиб лопасти с амплитудой, зависящей от того, насколько близка частота возбуждающих сил к собственной частоте лопасти. Когда наступает резонанс, т. е. возбуждающая сила действует с частотой собственных изгибных колебаний лопасти, то возбуждающей силе противодействует только демпфирование, так как упругие и массовые силы лопасти находятся в равновесии. Таким образом, силы, когда они прикладываются с частотой, близкой к резонансной, создают амплитуду значительно большую, чем получаемый прогиб при статическом приложении этих же сил к лопасти. Это динамическое усилие важно для обычных вертолетных лопастей, так как возбуждающие силы, действующие с частотой два и три цикла за оборот, достаточно близки к собственной изгибной частоте и могут вызвать значительное увеличение амплитуды. Изгиб лопасти с частотой два и три цикла за оборот важен не только потому, что возбуждающие силы могут быть переданы на втулку несущего винта, но и потому, что возникают высокие переменные напряжения, могущие повести к усталостному разрушению.

Обычные лопасти жестче в плоскости вращения, чем в плоскости взмаха, и собственные их частоты в плоскости вращения соответ-

венно выше. Первая изгибная частота в плоскости вращения обычно в четыре раза больше оборотов, поэтому возбуждающая сила, действующая с частотой четыре цикла за оборот, может вызвать колебания со значительной амплитудой.

Силы, передаваемые на втулку несущего винта

В предыдущих разделах лопасти несущего винта рассматривались как вибрирующая система. Рассмотрим несущий винт как источник переменных сил, действующих на конструкцию вертолета. Осевое движение и движение в плоскости вращения или изгиб лопасти в тех же плоскостях создают периодические силы, действующие на втулку в вертикальной и горизонтальной плоскостях. Изменение момента относительно продольной оси лопасти передается через систему управления. Разберем, как складываются периодические силы от лопастей и создается результирующая сила, действующая на втулку.

Основное правило, определяющее силы, действующие на втулку, гласит, что на втулку несущего винта передаются только те силы и моменты, колебания которых кратны числу лопастей. Так, втулка трехлопастного несущего винта получает импульсы с частотой 3, 6, и т. д. за оборот.

Ниже хотя и не в строгой математической форме дано объяснение данного положения.

Импульсы вертикальных сил. Положим, что каждая лопасть двухлопастного винта передает на ГШ втулки с частотой два раза за оборот вертикальный импульс, определяемый уравнением:

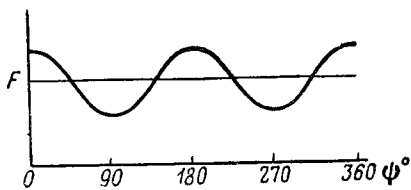
$$F = F_0 \cos 2\psi \quad (\text{фиг. XI. 3}).$$

Тогда каждая лопасть создает максимальную силу, действующую на втулку вверх на азимутах $\psi = 0$ и $\psi = 180^\circ$. Так как лопасти расположены под углом 180° , они передают свои вертикальные силы точно через один и тот же промежуток времени, и, таким образом, импульсы складываются, создавая амплитуду переменной силы $2F_0$. Поэтому на двухлопастном несущем винте сила, действующая дважды за оборот, непосредственно передается на втулку. Рассмотрим, однако, результирующую силу на втулке, возникающую от импульса, действующего на ГШ один раз за оборот, $F = F_0 \cos \psi$ (фиг. XI. 4). Когда лопасть на азимуте $\psi = 0$ имеет максимальную нагрузку вверх, то другая лопасть на азимуте $\psi = 180^\circ$ имеет максимальную нагрузку вниз, и общая вертикальная сила равна нулю. Подобным же образом силы на лопастях взаимно нейтрализуются и на всех других азимутах. Можно показать, что тем же причинам у двухлопастного несущего винта импульсы лопастей с частотой 1, 3, 5 и т. д. за оборот взаимно уничтожают друг друга, в то время как импульсы с частотой, кратной числу лопастей, т. е. 2, 4, 6 и т. д. за оборот, складываются. Это правило справедливо для несущего винта с любым числом лопастей: им-

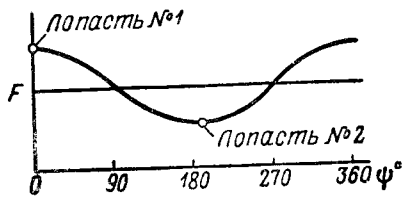
пульсы с частотой, кратной числу лопастей, суммируются, импульсы всех остальных частот взаимно уничтожаются.

Импульсы крутящих моментов — переменные силы, передаваемые с лопастей на втулку в плоскости вращения, могут создавать переменные крутящие моменты на валу несущего винта. Закономерности возникновения этих моментов такие же, как и для вертикальных импульсов; только гармоники, кратные числу лопастей, могут вызывать переменные моменты на валу винта.

Силы в плоскости вращения. Переменные силы, действующие в продольном и поперечном направлениях на вал винта,



Фиг. XI. 3. Вертикальный импульс на двухлопастном несущем винте, действующий дважды за оборот.



Фиг. XI. 4. Вертикальный импульс на трехлопастном несущем винте, действующий один раз за оборот.

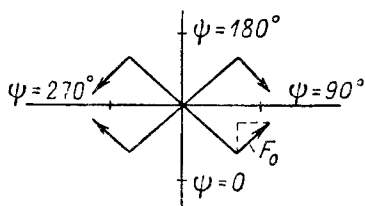
создаются переменными силами, действующими на ВШ в плоскости вращения. Рассмотрим общий случай, когда тангенциальная сила на ВШ определяется выражением $F_0 \sin n \psi$, где n — любое целое число (следовательно, будут рассматриваться первая, вторая, третья и т. д. гармоники). В какой-либо момент компонент, действующий, скажем, в продольном направлении, будет

$$F_{\text{прод}} = F_0 \sin n \psi \sin \psi.$$

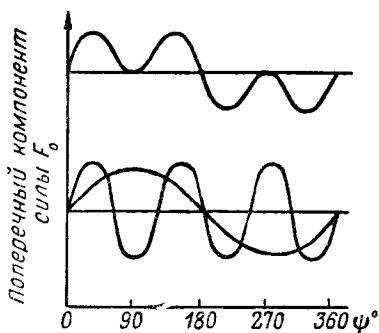
Из тригонометрии известно, что произведение двух синусов (или двух косинусов или синуса на косинус) есть сумма синусов или косинусов частоты $n+1$ и $n-1$. Таким образом, тангенциальная сила, приходящая с лопасти на втулку с частотой n раз за оборот, создает продольную или поперечную силу на валу несущего винта, имеющую частоту $n+1$ и $n-1$. Как уже было установлено для импульсов вертикальных сил, силы на втулке возникают только от импульсов, имеющих частоту, кратную числу лопастей. Таким образом, трехлопастный несущий винт может получать только импульсы с частотой 3, 6, 9 и т. д. за оборот.

Рассмотрим сказанное на примере. Положим, тангенциальная сила действует на ВШ с частотой два импульса за оборот, и ее величина определяется выражением $F_0 \sin 2\psi$. Действие этой силы на разных азимутах показано на фиг. XI. 5. F_0 достигает максимального положительного значения при $\psi = 45^\circ$ и $\psi = 225^\circ$ (положительным считается направление в сторону вращения винта). На азимутах $\psi = 0, 90, 180$ и 270° ее амплитуда равна нулю, а на азимутах $\psi = 135$ и 315° достигает максимального отрицательного значения.

компонент этой изменяющейся по величине и одновременно вращающейся силы, действующей в поперечном направлении, показан в верхней части фиг. XI. 6, которая получена наложением двух кривых, изображенных в нижней части той же фигуры, одна из которых имеет частоту $\sin \psi$, другая частоту $\sin 3\psi$. Если несущий



Фиг. XI.5. Схема тангенциальной силы, действующей на ВШ на разных азимутах.



Фиг. XI.6 Поперечный компонент силы, изображенной на фиг. XI 5

винт имеет три лопасти, каждая из которых создает указанные пульсации, то импульсы с частотой, равной числу оборотов, будут исчезать, а на втулке будут передаваться только импульсы с частотой три за один оборот. Таким образом, сила, действующая на ВШ с частотой два раза за один оборот, создает на втулке трехлопастного несущего винта силу, действующую три раза за один оборот винта.

Дополнительно заметим, что амплитуда, передаваемая каждой лопастью в продольном или поперечном направлении, составляет половину амплитуды в плоскости вращения. Следовательно, силы на ВШ, имеющие амплитуду F_0 , дают для трехлопастного винта амплитуду продольной силы $3(F_0/2)$.

Момент на лопасти относительно ее продольной оси и нагрузки на ручке

Периодическое изменение момента на лопасти относительно ее продольной оси вызывает возникновение усилий на ручке точно так же, как периодические силы в плоскости вращения, действующие на ВШ, создают продольные или поперечные силы на втулке несущего винта, имеющего n лопастей, вследствие наличия момента относительно продольной оси лопасти, изменяющегося с частотой n , $2n$, $3n$ и т. д. за оборот, могут возникать периодические силы на ручке, имеющие частоту $n+1$, $n-1$, $2n+1$, $2n-1$ и т. д. за один оборот несущего винта.

Для любого числа лопастей момент относительно осевого шарнира, действующий с частотой один раз за оборот, создает постоянную силу на ручке.

Указанное выше справедливо в том случае, если система управления полностью обратима, т. е. вращение лопастей вокруг осевого шарнира вызывает перемещение ручки. В обычных системах управления несущего винта колебания усилий на ручке происходят исключительно в результате изменения момента от аэродинамических и массовых сил на лопастях. Постоянные усилия на ручке могут возникать от изменения момента один раз за оборот и от других причин, как, например, от пружины на ручке управления.

Рассмотрим силы, возникающие при наличии момента на каждой лопасти, изменяющегося с частотой 1, 2, 3, 4 и 5 за оборот. Согласно изложенным выше правилам, считая систему управления обратимой, получим следующие силы.

На трехлопастном несущем винте

Частота изменения момента на лопасти	Усилия на ручке
1 за оборот	Постоянное. Направление зависит от фазы импульса
2 за оборот	Тряска с частотой 3 колебания за оборот
3 за оборот	На ручке управления нуль, А. П. получает вертикальную силу с частотой 3 колебания за оборот (ощущается на управлении общим шагом)
4 за оборот	Тряска с частотой 3 колебания за оборот
5 за оборот	Тряска с частотой 6 колебаний за оборот

Амплитуда момента, передаваемого лопастью, как было найдено для сил в плоскости вращения, всегда равна половине амплитуды момента во вращающейся системе.

Закономерности, рассмотренные в предыдущих разделах, суммированы в таблицах 11. 1 и 11. 2 для двух-, трех- и четырехлопастных несущих винтов.

Таблица 11.1

Вертикальные силы или крутящий момент, передаваемый лопастями на втулку

Вертикальная сила на ГШ или крутящий момент на втулке от одной лопасти	Две лопасти	Три лопасти	Четыре лопасти
$F=F_0$	F_0	F_0	F_0
$F=F_0 \sin \psi$	0	0	0
$F=F_0 \cos \psi$	0	0	0
$F=F_0 \sin 2 \psi$	$2F_0 \sin 2 \psi$	0	0
$F=F_0 \cos 2 \psi$	$2F_0 \cos 2 \psi$	0	0
$F=F_0 \sin 3 \psi$	0	$3F_0 \sin 3 \psi$	0
$F=F_0 \cos 3 \psi$	0	$3F_0 \cos 3 \psi$	0
$F=F_0 \sin 4 \psi$	$2F_0 \sin 4 \psi$	0	$4F_0 \sin 4 \psi$
$F=F_0 \cos 4 \psi$	$2F_0 \cos 4 \psi$	0	$4F_0 \cos 4 \psi$
$F=F_0 \sin 5 \psi$	0	0	0
$F=F_0 \cos 5 \psi$	0	0	0
$F=F_0 \sin 6 \psi$	$2F_0 \sin 6 \psi$	$3F_0 \sin 6 \psi$	0

Таблица 11.2
Сила, передаваемая на втулку в продольном и поперечном направлениях от сил на лопасти, действующих в плоскости вращения, или сила, возникающая на ручке управления в продольном и поперечном направлениях от момента лопасти относительно осевого шарнира

Тангенциальная сила на ВШ в плоскости вращения или момент лопасти относительно ОШ	Две лопасти		Три лопасти		Четыре лопасти	
	поперечная сила на втулке или ручке	продольная сила на втулке или ручке	поперечная сила на втулке или ручке	продольная сила на втулке или ручке	поперечная сила на втулке или ручке	продольная сила на втулке или ручке
$F = F_0$	0	0	0	0	0	0
$F = F_0 \sin \psi$ $F = F_0 \cos \psi$	$F_0 \sin 2\psi$ $F_0 + F_0 \cos 2\psi$	$F_0 - F_0 \cos 2\psi$ $F_0 \sin 2\psi$	0	$3/2 F_0$	0	$2F_0$
$F = F_0 \sin 2\psi$ $F = F_0 \cos 2\psi$	0 0	0 0	$3/2 F_0 \sin 3\psi$ $3/2 F_0 \cos 3\psi$	$-3/2 F_0 \cos 3\psi$ $3/2 F_0 \sin 3\psi$	0 0	0 0
$F = F_0 \sin 3\psi$	$F_0 \sin 2\psi$ $F_0 \sin 4\psi$	$F_0 \cos 2\psi$ $-F_0 \cos 4\psi$	0	0	$2F_0 \sin 4\psi$	$-2F_0 \cos 4\psi$
$F = F_0 \cos 3\psi$	$F_0 \cos 2\psi$ $F_0 \cos 4\psi$	$F_0 \sin 2\psi$ $F_0 \sin 4\psi$	0	0	$2F_0 \cos 4\psi$	$2F_0 \sin 4\psi$
$F = F_0 \sin 4\psi$ $F = F_0 \cos 4\psi$	0 0	0 0	$3/2 F_0 \sin 3\psi$ $3/2 F_0 \cos 3\psi$	$3/2 F_0 \cos 3\psi$ $3/2 F_0 \sin 3\psi$	0 0	0 0
$F = F_0 \sin 5\psi$ $F = F_0 \cos 5\psi$	0 0	0 0	$3/2 F_0 \sin 6\psi$ $3/2 F_0 \cos 6\psi$	$-3/2 F_0 \cos 6\psi$ $3/2 F_0 \sin 6\psi$	$2F_0 \sin 4\psi$ $2F_0 \cos 4\psi$	$2F_0 \cos 4\psi$ $2F_0 \sin 4\psi$

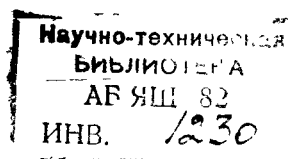
Правило знаков. 1) Значение силы на ВШ в плоскости вращения принимается положительным, когда она стремится ускорить вращение втулки.

2) Момент лопасти относительно осевого шарнира считается положительным, когда он стремится увеличить ее угол установки.

3) Продольное направление положительно в направлении полета, поперечное направление положительно в сторону лопасти, идущей в направлении полета.

Реагирование вертолета на силы, прикладываемые к втулке несущего винта

Амплитуды колебаний вертолета, вызываемых приложением к втулке каких-либо сил, зависят от упругих и массовых характеристик вертолета. В общем случае амплитуда колебаний сплошной массы, эквивалентной массе вертолета, возникающих под действием обычно имеющихся на машине сил, мала. Например, масса вертолета весом 1360 кг отзывается на действие силы величиной 136 кг, прикладываемой шесть раз в сек. (приблизительно три раза за оборот), амплитудой 0,254 мм. Если, однако, некоторые массы и упругие элементы, образующие конструкцию вертолета, имеют собственную частоту, близкую к частоте возбуждающей силы, то может возникнуть значительное усилие, и вибрации достигнут недопустимой величины. Поэтому при конструировании необходимо заботиться о том, чтобы собственные частоты агрегатов вертолета не располагались в зоне рабочих оборотов несущего винта или не были им кратны.



А. БИБЛИОГРАФИЯ РАБОТ НАСА ПО ВИНТОКРЫЛЫМ АППАРАТАМ

1. Аэродинамика висения и вертикального полета

1. Nikolsky, A. A. and Seckel, Edward, «An Analysis of the Transition of a Helicopter from Hovering to Steady Autorotational Vertical Descent», NACA TN 1907, 1949.

2. Nikolsky, A. A. and Seckel, Edward, «An Analytical Study of the Steady Vertical Descent in Autorotation of Single-Rotor Helicopters», NACA TN 1906, 1949.

3. Gessow, Alfred, «Flight Investigation of Effects of Rotor Blade Twist on Helicopter Performance in the High-Speed and Vertical-Autorotative-Descent Conditions», NACA TN 1666, 1948.

4. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Analysis of Flight Performance Measurements on a Twisted, Plywood-Covered Helicopter Rotor in Various Flight Conditions», NACA TN 1595, 1948.

5. Gessow, Alfred, «Effect of Rotor Blade Twist and Plan-Form Taper on Helicopter Hovering Performance», NACA TN 1542, 1947.

6. Lipson, Stanley, «Static Thrust Investigation of Full-Scale PV-2 Helicopter Rotors Having NACA 0012.6 and 23012.6 Airfoil Sections», NACA MR L6D24, 1946.

7. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Effect of Rotor-Tip Speed on Helicopter Hovering Performance and Maximum Forward Speed», NACA ARR L6A16, 1946.

8. Dingeldein, Richard C. and Schaefer, Raymond F., «Static-Thrust Tests of Six Rotor-Blade Designs on a Helicopter in the Langley Full-Scale Tunnel», NACA ARR L:F25b, 1945.

***9. Gustafson, F. B., «A Summary of the Effects of Blade Twist on Helicopter Performance — TED No. NACA 1301», NACA MR L5H24, Army Air Forces and Bur. Aero., 1945.

10. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Flight Tests on the Sikorsky HNS-1 (Army YR-4B) Helicopter. II—Hovering and Vertical-Flight Performance with the Original and an Alternate Set of Main-Rotor Blades, Including a Comparison with Hovering Performance Theory», NACA MR L5D09a, 1945.

11. Bailey, F. J., Jr. and Voglewede, T. J., «An Estimate of the Effect of Engine Supercharging on the Take-Off Thrust of a Typical Helicopter at Different Altitudes and Temperatures», NACA MR L5C12b, 1945.

12. Gustafson, F. B., «Effect on Helicopter Performance of Modifications in Profile-Drag Characteristics of Rotor-Blade Airfoil Sections», NACA ARC L4H05, 1944.

13. Knight, Montgomery and Hefner, Ralph A., «Analysis of Ground Effect on the Lifting Airscrew», NACA TN 835, 1941.

*14. Betz, A., «The Ground Effect on Lifting Propellers», NACA TM 836, 1937.

*15. Knight, Montgomery and Hefner, Ralph A., «Static Thrust Analysis of The Lifting Airscrew», NACA TN 626, 1937.

16. Wheatley, John B. and Bioletti, Carlton, «Analysis and Model Tests of Autogyro Jump Take-Off», NACA TN 582, 1936.

*17. Wheatley, John B., «An Aerodynamic Analysis of the Autogyro Rotor with a Comparison between Calculated and Experimental Results», NACA Rep. 487, 1934.

**18. Toussaint, A., «Drag or Negative Traction of Geared-Down Supporting Propellers in the Downward Vertical Glide of a Helicopter», NACA TN 21, 1920.

II. Аэродинамика полета вперед

1. Gessow, Alfred, «An Analysis of the Autorotative Performance of a Helicopter Powered by Rotor-Tip Jet Units», NACA TN 2154, 1950.

2. Carpenter, Paul J., «The Effect of Wind Velocity on Performance of Helicopter Rotors as Investigated with the Langley Helicopter Apparatus», NACA TN 1698, 1948.

3. Gessow, Alfred, «Flight Investigation of Effects of Rotor Blade Twist on Helicopter Performance in High-Speed and Vertical-Autorotative-Descent Conditions», NACA TN 1666, 1948.

4. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Analysis of Flight-Performance Measurements on a Twisted, Plywood-Covered Helicopter Rotor in Various Flight Conditions», NACA TN 1595, 1948.

5. Dingeldein, Richard C. and Schaefer, Raymond F., «Full-Scale Investigation of the Aerodynamic Characteristics of a Typical Single-Rotor Helicopter in Forward Flight», NACA TN 1289, 1947.

6. Gessow, Alfred and Myers, Garry C., Jr., «Flight Tests of a Helicopter in Autorotation, Including a Comparison with Theory», NACA TN 1267, 1947.

7. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Effect of Blade Stalling on the Efficiency of a Helicopter Rotor as Measured in Flight», NACA TN 1250, 1947.

8. Talkin, Herbert W., «Charts Showing Relations among Primary Aerodynamic Variables for Helicopter-Performance Estimation», NACA TN 1192, 1947.

9. Gustafson, F. B. and Myers, G. C., Jr., «Stalling of Helicopter Blades», NACA TN 1083, 1946.

10. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Effect of Rotor-Tip Speed on Helicopter Hovering Performance and Maximum Forward Speed», NACA ARR L6A16, 1946.

*** 11. Gustafson, F. B., «A Summary of the Effects of Blade Twist on Helicopter Performance—TED No. NACA 1301», NACA MR L5H24, Army Air Forces and Bur. Aero., 1945

12. Talkin, Herbert W., «Charts for Helicopter-Performance Estimation», NACA ACR L5E04, 1945.

13. Migotsky, Eugene, «Full-Scale-Tunnel Performance Tests of the PV-2 Helicopter Rotor», NACA MR L5C29a, 1945.

14. Coleman, Robert P., Feingold, Arnold M., and Stempin, Carl W., «Evaluation of the Induced-Velocity Field of an Idealized Helicopter Rotor», NACA ARR L5E10, 1945.

15. Gustafson, F. B., «Flight Tests of the Sikorsky HNS-1 (Army YR-4B) Helicopter. I—Experimental Data on Level-Flight Performance with Original Rotor Blades», NACA MR L5C10, 1945.

16. Bailey, F. J., Jr. and Gustafson, F. B., «Charts for Estimation of the Characteristics of a Helicopter Rotor in Forward Flight. I—Profile Drag-Lift Ratio for Untwisted Rectangular Blades», NACA ACR L4H07, 1944.

17. Gustafson, F. B., «Effect on Helicopter Performance of Modifications in Profile-Drag Characteristics of Rotor-Blade Airfoil Sections», NACA ACR L4H05, 1944.

18. Bailey, F. J., Jr., «A Simplified Theoretical Method of Determining the Characteristics of a Lifting Rotor in Forward Flight», NACA Rep. 716, 1941.

19. Sissingh, G., «Contribution to the Aerodynamics of Rotating-Wing Aircraft», Part II, NACA TM 990, 1941.

- *20. Pflüger, A., «Aerodynamics of Rotating-Wing Aircraft with Blade Pitch Control», NACA TM 929, 1940.
- *21. Sissingh, G., «Contribution to the Aerodynamics of Rotating-Wing Aircraft», NACA TM 921, 1939.
22. Hohenemser, K., «Performance of Rotating-Wing Aircraft», NACA TM.
23. Bailey, F. J., Jr., «A Study of the Torque Equilibrium of an Autogiro Rotor», NACA Rep. 623, 1938.
- *24. Breguet, Louis, «The Gyroplane-Its Principles and Its Possibilities», NACA TM 816, 1937.
- ***25. Wheatley, John B. and Clay, William C., «Full-Scale Wind-Tunnel and Flight Tests of a YG—1 Autogiro», NACA MR, Army Air Corps, August 26, 1937.
26. Wheatley, John B., «An Analytical and Experimental Study of the Effect of Periodic Blade Twist on the Thrust, Torque, and Flapping Motion of an Autogiro Rotor», NACA Rep. 591, 1937.
27. Wheatley, John B. and Bioletti, C., «Wind-Tunnel Tests of 10-Foot-Diameter Autogiro Rotors», NACA Rep. 552, 1936.
- ***28. Wheatley, John B., «Control-Force and General Performance Tests of Kellett YG—1 Autogiro», NACA MR, Army Air Corps, March 27, 1936.
29. Wheatley, John B. and Bioletti, Carlton, «Wind-Tunnel Tests of a 10-Foot-Diameter Gyroplane Rotor», NACA Rep. 536, 1935.
30. Wheatley, John B. and Windler, Ray, «Wind-Tunnel Tests of a Cyclogiro Rotor», NACA TN 528, 1935.
31. Wheatley, John B., «The Influence of Wing Setting on the Wing Load and Rotor Speed of a PCA—2 Autogiro as Determined in Flight», NACA Rep. 523, 1935.
- **32. Schrenk, Martin, «Aerodynamic Principles of the Direct Lifting Propeller», NACA TM 733, 1934.
- *33. Wheatley, John B., «The Aerodynamic Analysis of the Gyroplane Rotating-Wing System», NACA TN 492, 1934.
34. Wheatley, John B. and Hood, Manley, J., «Full-Scale Wind-Tunnel Tests of a PCA—2 Autogiro Rotor», NACA Rep. 515, 1935.
- *35. Wheatley, John B., «An Aerodynamic Analysis of the Autogiro Rotor with a Comparison between Calculated and Experimental Results», NACA Rep. 487, 1934.
- *36. Strandgren, C. B., «The Theory of the Strandgren Cyclogiro», NACA TM 727, 1933.
- *37. Wheatley, John B., «Simplified Aerodynamic Analysis of the Cyclogiro Rotating-Wing System», NACA TN 467, 1933.
- *38. Wheatley, John B., «Wing Pressure Distributions and Rotor-Blade Motion of an Autogiro as Determined in Flight», NACA Rep. 475, 1933.
39. Wheatley, John B., «Lift and Drag Characteristics and Gliding Performance of an Autogiro as Determined in Flight», NACA Rep. 434, 1932.
- *40. Munk, Max M., «Model Tests on the Economy and Effectiveness of Helicopter Propellers», NACA TN 221, 1925.

III. Движение лопастей несущего винта и срыв

1. Gessow, Alfred, «Flight Investigation of Effects of Rotor Blade Twist on Helicopter Performance in the High-Speed and Vertical-Autorotative-Descent Conditions», NACA TN 1666, 1948.
2. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Analysis of Flight-Performance Measurements on a Twisted, Plywood-Covered Helicopter Rotor in Various Flight Conditions», NACA TN 1595, 1948.
3. Migotsky, Eugene, «Full-Scale Investigation of the Blade Motion of the PV—2 Helicopter Rotor», NACA TN 1521, 1948.

4. Myers, Garry C., Jr., «Flight Measurements of Helicopter Blade Motion with a Comparison between Theoretical and Experimental Results», NACA TN 1266, 1947.

5. Gustafson, F. B. and Gessow, Alfred, «Effect of Blade Stalling on the Efficiency of a Helicopter Rotor as Measured in Flight», NACA TN 1250, 1947.

6. Gustafson, F. B. and Myers, G. C., Jr., «Stalling of Helicopter Blades», NACA TN 1083, 1946.

7. Dingeldein, Richard C. and Schaefer, Raymond F., «High-Speed Photographs of a YR-4B Production Rotor Blade for Simulated Flight Conditions in the Langley Full-Scale Tunnel», NACA MR L5C12c, 1945.

***8. Gustafson, F. B., «Observations in Flight of the Region of Stalled Flow over the Blades of the Kellett YG-1B Tapered-Blade Autogiro Rotor», NACA MR, Army Air Corps, September 17, 1940.

***9. Bailey, F. J., Jr. and Boothby, W. B., «Photographic Observations of Blade Motion of the YG-1B Autogiro Equipped with Tapered Rotor Blades», NACA MR, Army Air Corps, May 9, 1940.

10. Bailey, F. J., Jr. and Gustafson, F. B., «Observations in Flight of the Region of Stalled Flow Over the Blades of an Autogiro Rotor», NACA TN 741, 1939.

***11. Wheatley, John B. and Bailey, F. J., «Flight Tests of Blade Motions and Center-of-Pressure Location on Kellett YG-1 Autogiro», NACA MR, July 7, 1937.

12. Wheatley, John B., «An Analysis of the Factors that Determine the Periodic Twist of an Autogiro Rotor Blade, with a Comparison of Predicted and Measured Results», NACA Rep. 600, 1937.

13. Wheatley, John B., «An Analytical and Experimental Study of the Effect of Periodic Blade Twist on the Thrust, Torque and Flapping Motion of an Autogiro Rotor», NACA Rep. 591, 1937.

14. Wheatley, John B., «A Study of Autogiro Rotor-Blade Oscillations in the Plane of the Rotor Disk», NACA TN 581, 1936.

***15. Wheatley, John B., «Blade Motion and Bouncing Tests of KD-1 Autogiro», NACA MR, June 13, 1935.

IV. Профили

1. Schaeffer, Raymond F. and Smith, Hamilton A., «Aerodynamic Characteristics of the NACA 8-H-12 Airfoil Section at Six Reynolds Numbers from $1,8 \times 10^6$ to $11,0 \times 10^6$ », NACA TN 1998, 1949.

2. Schaeffer, Raymond F., Loftin, Laurence K., Jr., and Horton, Elmer A., «Two-Dimensional Investigation of Five Related NACA Airfoil Sections Designed for Rotating-Wing Aircraft», NACA TN 1922, 1949.

3. Gustafson, F. B., «The Application of Airfoil Studies to Helicopter Rotor Design», NACA TN 1812, 1949.

4. Stivers, Louis S., Jr. and Rice, Fred J., Jr., «Aerodynamic Characteristics of Four NACA Airfoil Sections Designed for Helicopter Rotor Blades», NACA RB L5K02, 1946.

5. Kemp, W. B., «Wind-Tunnel of a Portion of a PV-2 Helicopter Rotor Blade», NACA MR L5C29b, Bur. Aero., 1945.

6. Tetervin, Neal, «Airfoil Section Data from Tests of 10 Practical Construction Sections of Helicopter Rotor Blades Submitted by the Sikorsky Aircraft Division. United Aircraft Corporation», NACA MR, September 6, 1944.

7. Tetervin, Neal, «Tests in the NACA Two-Dimensional Low-Turbulence Tunnel of Airfoil Sections Designed to Have Small Pitching Moments and High Lift-Drag Ratios», NACA CB 3113, 1943.

V. Вибрации

1. Morduchow, Morris, «A Theoretical Analysis of Elastic Vibrations of Fixed-Ended and Hinged Helicopter Blades in Hovering and Vertical Flight», NACA TN 1999, 1950.

2. Morduchow, Morris, «On Internal Damping of Rotating Beams», NACA TN 1996, 1949.

3. Carpenter, Paul J. and Peitzer, Herbert E., «Response of a Helicopter Rotor to Oscillatory Pitch and Throttle Movements», NACA TN 1888, 1949.

4. Reissner, H. and Morduchow, M., «A Theoretical Study of the Dynamic Properties of Helicopter Blade Systems», NACA TN 1430, 1948.

5. Coleman, Robert P. and Feingold, Arnold M., «Theory of Ground Vibrations of a Two-Blade Helicopter Rotor on Anisotropic Flexible Supports», NACA TN 1184, 1947.

6. Coleman, Robert P. and Stempin, Carl W., «A Preliminary Theoretical Study of Aerodynamic Instability of a Two-Blade Helicopter Rotor», NACA RM L6H23, 1946.

7. Coleman, Robert P., «A Preliminary Theoretical Study of Helicopter-Blade Flutter Involving Dependence upon Coning Angle and Pitch Setting», NACA MR L6G12, 1946.

8. Kelley, Bartram, «Response of Helicopter Rotors to Periodic Forces», NACA ARR 5A09, 1945.

9. Coleman, Robert P., Feingold, A. M., and Stempin, C. W., «Evaluation of the Induced-Velocity Field of an Idealized Helicopter Rotor», NACA ARR L5E10, 1945.

10. Feingold, Arnold, M., «Theory of Mechanical Oscillations of Rotors with Two Hinged Blades», NACA ARR 3I13, 1943.

11. Coleman, Robert P., «Theory of Self-Excited Mechanical Oscillations of Hinged Rotor Blades», NACA ARR 3G29, 1943.

***12. Bailey, F. J., Jr. and Gustafson, F. B., «Flight Measurements of Stick Vibration of the YG-1B Autogiro Equipped with Tapered Rotor Blades», NACA MR, Army Air Corps, February 28, 1940.

13. Bailey, F. J., Jr., «Flight Investigation of Control-Stick Vibration of the YG-1B Autogiro», NACA TN 764, 1940.

VI. Устойчивость

1. Amer, Kenneth B., «Theory of Helicopter Damping in Pitch or Roll and a Comparison with Flight Measurements», NACA TN 2136, 1950.

2. Carpenter, Paul J. and Paulnock, Russell S., «Hovering and Low-Speed Performance and Control Characteristics of an Aerodynamic Servocontrolled Helicopter Rotor System as Determined on the Langley Helicopter Tower», NACA TN 2086, 1950.

3. Gustafson, F. B., Amer, Kenneth B., Haig, C. R., and Reeder, John P., «Longitudinal Flying Qualities of Several Single-Rotor Helicopters in Forward Flight», NACA TN 1983, 1949.

4. Gessow, Alfred and Amer, Kenneth B., «An Introduction to the Physical Aspects of Helicopter Stability», NACA TN 1982, 1949.

5. Reeder, John P. and Haig, Chester, «Some Tests of the Longitudinal Stability and Control of an H-13B Helicopter in Forward Flight», NACA RM L9E25a, 1949.

6. Reeder, John P. and Gustafson, F. B., «Notes on the Flying Qualities of Helicopters», NACA TN 1799, 1949.

7. Gustafson, F. B. and Reeder, J. P., «Helicopter Stability», NACA RM L7K04, 1948.

8. Myers, Garry C., Jr., «Flight Measurements of Helicopter Blade Motion with a Comparison between Theoretical and Experimental Results», NACA TN 1266, 1947.

***9. Bailey, F. J., Jr., «A Flight Determination of the Moments of the YG—1B Tapered Blade Rotor about the Hub Trunnions», NACA MR, Army Air Corps, November 15, 1939.

10. Hohenemser, K., «Dynamic Stability of a Helicopter with Hinged Rotor Blades», NACA TM 907, 1939.

*11. Schrenk, M., «Static Longitudinal Stability and Longitudinal Control of Autogiro Rotors», NACA TM 879, 1938.

***12. Wheatley, John B., «Control-Force and General Performance Tests of Kellett YG—1 Autogiro», NACA MR, Army Air Corps, March 27, 1936.

***13. Wheatley, John B., «Control-Force Measurements in Flight of the Pitcairn YG—2 Autogiro», NACA MR, Army Air Corps, February 26, 1936.

**14. Grocco, G. Arturo, «Inherent Stability of Helicopters», NACA TM 234, 1923.

**15. Bateman, H., «Stability of the Parachute and Helicopter», NACA Rep. 80, 1920.

VII. Посадки и нагрузки

1. de Guillenschmidt, P., «Calculation of the Bending Stresses in Helicopter Rotor Blades», NACA TM 1312, 1951.

2. Duberg, John E. and Luecker, Arthur R., «Comparisons of Methods of Computing Bending Moments in Helicopter Rotor Blades in the Plane of Flapping», NACA ARR L5E23, 1945.

***3. Gilruth, R. R., «Results of Landing Tests of Kellett YG—1 Autogiro», (ACR 35—278) NACA MR, Army Air Corps and Bur. Air Commerce, November 15, 1937.

4. Peck, William C., «Landing Characteristics of an Autogiro», NACA TN 508, 1934.

VIII. Общие вопросы

1. Gessow, Alfred, «Bibliography of NACA Papers on Rotating-Wing Aircraft, July 1948», NACA RM L7J30, 1948.

2. Gessow, Alfred, «Standard Symbols for Helicopters», NACA TN 1604, 1948.

*3. Focke, H., «The Focke Helicopter», NACA TM 858, 1938.

*4. Küssner, Hans Georg, «Helicopter Problems», NACA TM 827, 1937.

**5. Seiferth, R., «Testing a Windmill Airplane ('Autogiro')», NACA TM 394, 1927.

**6. Klemm, Alexander, «An Introduction to the Helicopter», NACA TM 340, 1925.

***7. Moreno-Caracciolo, M., «The 'Autogiro'», NACA TM 218, 1923.

**8. Oemichen, Etienne, «My Experiments with Helicopters», NACA TM 199, 1923.

**9. Balaban, Karl, «Evolution of the Helicopter», NACA TM 196, 1923.

**10. Warner, Edward P., «The Prospects of the Helicopter», NACA TM 107, 1922.

**11. Von Kármán, Theodor, «Recent European Developments in Helicopters», NACA TN 47, 1921. (Prepared by NACA Paris Office).

**12. Lamé, M., «Abstracts from the French Technical Press. Study of the Resistance Offered by Propellers Rotating in an Airstream», NACA TM 21, 1921.

**13. Anon., «The Oemichen Peugeot Helicopter», NACA TM 13, 1921. (Translated by NACA Paris Office).

**14. Warner, Edward P., «The Problem of the Helicopter», NACA TN 4, 1920.

Б. БИБЛИОГРАФИЯ ДРУГИХ РАБОТ

1. Klemm, Alexander, «Principles of Rotating-Wing Aircraft», Journal of the Franklin Institute, Vol. 227, Nos. 2 and 3, 1939.

2. Glauert, H., «A General Theory of the Autogiro», Br. ARC R & M No. 1111, 1926.
3. Glauert, H., «Lift and Torque of an Autogiro on the Ground», Br. ARC R & M No. 1131, 1927.
4. Lock, C. N. H., «Further Development of Autogiro Theory», Br. ARC R & M No. 1127, 1927.
5. Glauert, H. and Lock, C. N. H., «A Summary of the Experimental and Theoretical Investigations of the Characteristics of an Autogiro», Br. ARC R & M No. 1162, 1928.
6. Lock, C. N. H. and Townend, H., «Wind Tunnel Experiments on a Model Autogiro at Small Angles of Incidence», Br. ARC R & M No. 1154, 1928.
7. Beaven, J. A. and Lock, C. N. H., «The Effect of Blade Twist on the Characteristics of the C. 30 Autogiro», Br. ARC R & M No. 1727, 1936.
8. Hufton, P. A., Woodward Nutt, A. E., Bigg, F. J., and Beavan, J. A., «General Investigation into the Characteristics of a C.30 Autogiro», Br. ARC R & M No. 1859, 1939.
9. Lock, C. N. H., Bateman, H., and Townend, H., «An Extension of the Vortex Theory of Airscrews with Applications to Airscrews of Small Pitch and Including Experimental Results», Br. ARC R & M No. 1014, 1925.
10. Glauert, H., «On the Vertical Ascent of a Helicopter», Br. ARC R & M No. 1132, 1927.
11. Lock, C. N. H., «The Application of Goldstein's Theory to the Practical Design of Airscrews», Br. ARC R & M No. 1377, 1931.
12. Kaman, C. H., «Aerodynamic Considerations of Rotors in Hovering and Vertical Climb Conditions», Jour. Aero. Sci., Vol. 10, No. 7, July 1943, pp. 201—208.
13. Brotherhood, P., «An Investigation in Flight of the Induced Velocity Distribution Under a Helicopter Rotor When Hovering», Br. ARC RAE Rep. No. Aero. 2212, June 1947.
14. Zbrozek, J., «Ground Effect on the Lifting Rotor», Br. ARC RAE TN No. Aero. 1903, July 1947.
15. Fitzwilliams, O. L. L. and Mather, H. A., «The Vertical Landing of a Helicopter When the Kinetic Energy of the Rotors is Used as a Temporary Source of Power», AFEE No. Res. 23, 1947.
16. Squire, H. B., «The Flight of a Helicopter», Br. ARC R & M No. 1730, 1935.
17. Goldstein, S., «On the Vortex Theory of Screw Propellers», Royal Soc. Proc. (A) 123, 440, 1929.
18. Glauert, H., «Airplane Propellers», Vol. IV, Div. L of «Aerodynamic Theory», W. F. Durand, ed., Julius Springer, Berlin, 1935.
19. Stewart, William, «Flight Testing of Helicopters», Jour. Royal Aero. Soc., Vol. 52, No. 449, May 1948.
20. Gessow, Alfred, «A Comparison of Rotor Theory with Experimental Data Obtained from NACA Flight Tests of a Helicopter in Various Flight Conditions», Proc. Third Annual Forum, Amer. Helic. Soc., Phila., Pa., 1947.
21. Zbrozek, J. K., «Stability and Control of Single Rotor Helicopter with Hinged Blades», Aircraft Engineering, Vol. 21, No. 240, February 1949.
22. Gessow, Alfred and Amer, Kenneth B., «An Explanation of Some Important Stability Parameters That Influence Helicopter Flying Qualities», Aero. Eng. Rev., August 1950, Vol. 9, No. 8, pp. 28—35.
23. Sissingh, G., «Contributions to the Dynamic Stability of Rotary-Wing Aircraft with Articulated Blades», Translation No. F—TS—690—RE, Air Materiel Command, August 1946.
24. Hoheneuser, K., «Longitudinal Stability of the Helicopter in Forward Flight», Translation No. F—TS—688—RE, Air Materiel Command, August 2, 1946.
25. Miller, R. H., «Helicopter Control and Stability in Hovering Flight», Jour. Aero. Sci., Vol. 15, No. 8, August 1948, pp. 453—472.

26. Stuart, J., III, «The Helicopter Control Rotor», *Aero. Eng. Rev.*, August, 1948, Vol. 7, No. 8, pp. 33—37.
27. Prewitt, R. H. and Wagner, R. A., «Frequency and Vibration Problems of Rotors», *Jour. Aero. Sci.*, Vol. 7, No. 10, August 1940, pp. 444—450.
28. Hohenemser, K., «Stability in Hovering of the Helicopter with Central Rotor Location», Translation No. F—TS—687—RE, Air Materiel Command, August 1, 1946.
29. Seibel, C., «Periodic Aerodynamic Forces on Rotors in Forward Flight», *Jour. Aero. Sci.*, Vol. 11, No. 10, October 1944, pp. 339—342.
30. Deutsch, M. L., «Ground Vibrations of Helicopters», *Jour. Aero. Sci.*, Vol. 13, No. 5, May 1946, pp. 223—228.
31. Prewitt, R. H., «The Design of Rotor Blades», *Jour. Aero. Sci.*, Vol. 9, No. 7, May 1942, pp. 255—260.
32. Johnson, W. C. and Mayne, R., «Stress Analysis of Rotor Blades by a Tabular Dynamic Method», Goodyear Aircraft Corporation Report R—107—4, 1946.
33. Flax, Alexander H., «The Bending of Rotor Blades», *Jour. Aero. Sci.*, Vol. 14, No. 1, January 1947, pp. 42—50.
34. Yuan, Shao Wen, «Bending of Rotor Blades in the Plane of Rotation», *Jour. Aero. Sci.*, Vol. 14, No. 5, May 1947, pp. 285—293.
35. Owen, J. B. B., «The Stressing of Gyroplane Blades in Steady Flight», *R & M No. 1875*, 1939.
36. Owen, J. B. B., «The Stressing of Gyroplane Blades in Accelerated Flight», *R & M No. 1878*, 1939.
37. Miller, R. H., «Jet Propulsion Applied to Helicopter Rotors», *Jour. Aero. Sci.*, Vol. 13, No. 12, December 1946, pp. 639—645.
38. Kurkjian, H., «Test Instrumentation Problems of the Helicopter», *Proc. Third Annual Forum, Amer. Helic. Soc.*, Phila., Pa., 1947.
39. Francis, Devon, «The Story of the Helicopter», Coward-McCann, Inc., New York, 1946.
40. Hafner, Raoul, «Rotor Systems and Control Problems in the Helicopter», Paper read before Royal Aero. Soc., September 1947.

СОДЕРЖАНИЕ

	<i>Стр.</i>
От редактора русского перевода	3
Предисловие авторов	4
Принятые сокращения и основные обозначения	6

Глава I

Общие сведения об устройстве вертолетов

Типы вертолетов	9
Способы управления вертолетами	13
Типы несущих винтов	17
Механика управления несущим винтом	19
Конструкции вертолетов	21
Летные свойства вертолетов	24

Глава II

Теория несущего винта в осевом потоке

Применение теоремы о количестве движения	32
Коэффициент совершенства несущего винта	35
Теория элемента лопасти	38
Влияние профильного сопротивления на коэффициент совершенства несущего винта	39
Влияние концевой скорости лопасти и заполнения на коэффициент совершенства	44

Глава III

Анализ характеристик висения и вертикального полета

Общее уравнение индуктивной скорости	47
Общие уравнения характеристик на висении	51
Концевые потери	52
Проверка теории летными испытаниями	54
Характеристики лопастей с идеальной круткой и постоянной хордой	56
Быстрое вычисление характеристик	61
Эквивалентная хорда и весовое заполнение	63

Глава IV

Факторы, влияющие на характеристики висения и вертикального полета

Влияние крутки и сужения лопасти	66
Оптимальный несущий винт для режима висения	72
Влияние вертикального подъема на индуктивную мощность	76
Влияние земли	79
Влияние наддува двигателя	85

Глава V

Самовращение на режиме вертикального спуска

Баланс энергии при самовращении	88
Силы, действующие на элемент лопасти на режиме самовращения	89
Диаграмма самовращения	90
Наиболее эффективный угол атаки для режима самовращения	93
Основные положения для определения характеристик несущего винта на режиме самовращения	93
Типы потоков сквозь диск несущего винта	94
Определение характеристик при вертикальном снижении	96
Коэффициент сопротивления несущего винта при вертикальном снижении	100

Глава VI

Физическая картина движения лопасти и действия управления несущим винтом

Равновесие лопасти с шарнирным креплением	104
Управление несущим винтом на висении	108
Маховое движение лопастей	110
Геометрическое объяснение коэффициента ряда Фурье	111
Физическое объяснение существования компонентов движения	113
Управление несущим винтом при полете вперед	120
Колесания лопасти в плоскости вращения	125

Глава VII

Аэродинамика несущего винта при полете вперед

Определение осей	134
Правило знаков для угла атаки несущего винта	136
Индуктивная скорость и угол атаки несущего винта	137
Выражения для тяги несущего винта	141
Вычисление коэффициентов махового движения	143
Выражения для крутящего момента	146
Сопротивление несущего винта — продольная сила H	148
Обзор допущений	150
Уточнение теории	151
Пределы применимости теории	165

Глава VIII

Характеристики полета вперед

Основные уравнения	167
Расчет отношений сопротивления к подъемной силе	169
Графики отношения профильного сопротивления к подъемной силе	172