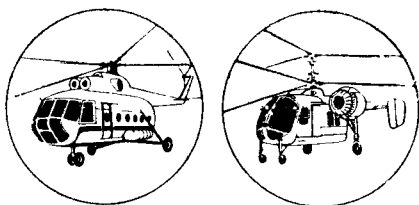


А.М. ВОЛОДКО

ОСНОВЫ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ



АЭРОДИНАМИКА



МОСКВА
«ТРАНСПОРТ»
1984

Володко А. М. Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. — М.: Транспорт, 1984. 256 с.

Изложены теоретические и экспериментальные основы аэродинамики вертолетов одновинтовой и соосной схем. Используются несложный математический аппарат и соответствующие результаты летных испытаний серийных отечественных вертолетов типа Ми-8 и Ка-32. Основное внимание уделено раскрытию физической сущности рассматриваемых явлений и процессов, а также обоснованию летных ограничений и рекомендаций по пилотированию вертолетов.

Книга предназначена для летного и инженерного состава эксплуатирующих подразделений, может быть полезна научным работникам, преподавателям и студентам высших учебных заведений гражданской авиации.

Ил. 148, библиогр. 25 назв.

Рецензент д-р техн. наук А. С. Браверман

Заведующий редакцией В. С. Захаров

Редактор И. В. Мариян

Александр Михайлович Володко

ОСНОВЫ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТОВ

Аэродинамика

Переплет художника *А. Е. Смирнова*
Технический редактор *Т. А. Захарова*
Корректор-вычитчик *С. Н. Пафимова*
Корректоры *Л. А. Сашенкова, Е. А. Лисицына*
ИБ № 3092

Сдано в набор 13.03.84. Подписано в печать 17.10.84. Т-20607. Формат 84×108¹/₃₂. Бум. тип. № 1. Гарнитура литературная. Высокая печать. Усл. печ. л. 13,44. Усл. кр.-отг. 13,65. Уч.-изд. л. 13,67. Тираж 6 000 экз. Заказ 1379. Цена 85 коп. Изд. № 1-3-1/17 № 2857.
Ордена «Знак Почета» издательство «ТРАНСПОРТ», 103064 Москва, Басманный туп., 6а

443086 ГСП, г. Куйбышев, проспект Карла Маркса, 201.
Ордена Трудового Красного Знамени тип. издательства Куйбышевского обкома КПСС.

В 3606030000—375 239—84
049(01)—84

© Издательство «Транспорт» 1984

Аэродинамика — основа теории полета любого летательного аппарата. Поэтому изучение основ летной эксплуатации вертолетов мы начинаем именно с аэродинамики, полагая, что читатели знакомы с общими положениями аэрогидромеханики, а также конструкции и применения вертолетов.

Изданные за последнее десятилетие книги [4], [7], [8], [9], [13], предназначенные для летного и технического состава эксплуатирующих подразделений, написаны на популярно-техническом уровне почти без привлечения математического аппарата. С другой стороны, изданы монографии [5—6], [10], [12], [19] и ряд научных публикаций, предназначенные для научных работников и инженеров, занимающихся проектированием вертолетов. В них, однако, используется достаточно сложный математический аппарат, малоприспособленный для изучения основ летной эксплуатации вертолета. В книгах [1], [18] излагаются методические аспекты экспериментальных исследований аэродинамических и летных характеристик вертолетов, но приводятся лишь ограниченные разрозненные сведения.

Настоящая книга представляет собой попытку систематического изложения основ летной эксплуатации вертолета на инженерном уровне с использованием несложного математического аппарата и экспериментальных данных, необходимых лишь для правильного понимания и изучения специалистами эксплуатирующих подразделений физической сущности рассматриваемых явлений и процессов.

Эксплуатационная направленность книги нашла свое отражение в следующем:

рассматриваются вертолеты только одновинтовой и соосной схем с шарнирно закрепленными лопастями несущих винтов, находящиеся в эксплуатации:

используются преимущественно те же размерные кинематические параметры, термины и обозначения, что и в руководствах по летной и технической эксплуатации; основное внимание уделено обоснованию летных ограничений и рекомендаций по пилотированию;

большинство примеров и иллюстраций приводится для наиболее массового серийного вертолета одновинтовой схемы типа Ми-8 и его силовой установки.

Изложение основ теории и практической аэродинамики вертолета в наиболее простой и наглядной форме, доступной возможно более широкому кругу читателей, отнюдь не упрощает саму эту весьма сложную и специфичную теорию, наиболее важные вопросы которой отражены в данной книге. Так, во второй главе кратко изложены основные положения импульсной и вихревой теорий несущего винта, в третьей — теории эквивалентного несущего винта, в четвертой — принципы создания управляющих сил несущего винта и усилий в системе управления, в пятой — закономерности суммирования сил и моментов лопастей на втулке, гироскопические и демпфирующие свойства несущего винта. Знание физической сущности и основополагающих математических выражений этих вопросов необходимо в современных условиях для формирования грамотных и эрудированных авиационных специалистов.

Следует отметить, что круг вопросов аэродинамики летательных аппаратов, в том числе вертолетов, достаточно широк и в книгах разных авторов варьируется несколько произвольно. Например, книги [4], [13] включают вопросы не только аэродинамики, но и динамики полета вертолета, работа [10] — динамики упругой лопасти несущего винта и т.п. В настоящей книге рассмотрены аэродинамические характеристики основных элементов вертолета и вертолета в целом только на установившихся режимах полета с постоянными значениями скорости поступательного и вращательного движений. Другими словами, книга посвящена статике полета вертолета.

Характеристики движения вертолета на неустановившихся переходных режимах — предмет динамики полета и последующего специального рассмотрения.

АЭРОДИНАМИКА ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

1.1. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Несущий винт (НВ) вертолета — уникальный агрегат современного авиационного строения и предназначен для создания: подъемной силы (на самолете эту функцию выполняет в основном крыло); движущей (пропульсивной) силы (на самолете эту функцию выполняют реактивные двигатели или воздушные винты); управляющих моментов (на самолете их образуют рули и элероны).

НВ состоит из втулки и лопастей, которые крепятся ко втулке с помощью шарниров или упругих элементов. Наибольшее распространение в отечественном и мировом вертолетостроении получил классический трехшарнирный НВ с горизонтальным, вертикальным и осевым шарнирами. Лопасти такого НВ совершают при полете сложное движение: вращаются вокруг оси НВ, перемещаются вместе с вертолетом в пространстве, изменяют свое угловое положение, поворачиваясь в указанных шарнирах, поэтому аэродинамика лопасти НВ значительно сложнее аэродинамики крыла самолета.

Шарниры расположены на определенных расстояниях от центра втулки НВ в такой последовательности: горизонтальный, вертикальный, осевой, а смысл их названия заключается в следующем. Ось горизонтального шарнира (ГШ) расположена в плоскости вращения НВ, занимающей почти горизонтальное положение в пространстве. Ось вертикального шарнира (ВШ) параллельна оси вращения НВ, занимающей преимущественно вертикальное положение. Ось осевого шарнира (ОШ) почти совпадает с продольной осью лопасти, относительно которой изменяются углы установки ее сечений при управлении НВ.

Назначение и аэродинамическая эффективность использования ГШ и ВШ рассмотрены в третьей главе книги, принципы и аэродинамическая эффективность управления НВ с помощью ОШ — в четвертой.

НВ характеризуется определенной совокупностью геометрических и кинематических параметров.

Основные геометрические параметры НВ — диаметр, ометаемая площадь, число лопастей, коэффициент заполнения, разнос горизонтального и вертикального шарниров.

Диаметр D — диаметр окружности, по которой движутся концы лопастей при работе НВ на месте. Часто вместо диаметра рассматривают радиус $R=1/2D$. У современных отечественных вертолетов диаметр НВ составляет 13—35 м и не имеет тенденции к дальнейшему увеличению.

Ометаемая площадь $F_{н.в.}=\pi R^2=1/4\pi D^2$ — площадь круга, который описывают при вращении концы лопастей, вычисляемая при условии, что лопасти не совершают махового движения. Этот параметр НВ по физическому смыслу аналогичен площади крыла самолета.

Число лопастей $z_{л}$ изменяется от 3 (Ми-2) до 8 (Ми-26) и в среднем тем больше, чем больше полетная масса вертолета.

Коэффициент заполнения $\sigma=z_{л}F_{л}/F_{н.в.}$ характеризует степень заполнения лопастями ометаемой площади НВ и равен отношению суммарной площади всех лопастей $z_{л}F_{л}$ к ометаемой площади. Значение σ в среднем пропорционально числу лопастей и изменяется в диапазоне 0,04—0,12.

Разнос горизонтального $l_{г}$ и вертикального $l_{в}$ шарниров — расстояние от оси соответствующего шарнира до оси вращения НВ. Часто рассматривают относительные величины $\bar{l}_i=l_i/R$. У современных отечественных вертолетов: $\bar{l}_{г}=0,02...0,05$; $\bar{l}_{в}=0,04...0,06$.

Основные кинематические параметры НВ — частота или угловая скорость вращения, угол атаки, углы общего и циклического шага.

Частота вращения n_c — число оборотов НВ в секунду. В аэродинамике вертолета обычно рассматривают не частоту, а угловую скорость вращения несущего винта $\omega=2\pi n_c$, определяющую его окружную скорость ωR и окружное число $M_o=(\omega R)/a$, где a — скорость звука. Величина ωR у всех современных вертолетов равна 180—220 м/с (т. е. чем меньше диаметр НВ, тем быстрее он вращается и наоборот). При этом $M_o=0,5...0,7$.

Вместе с тем указатель оборотов НВ на приборной доске в кабине пилотов измеряет частоту вращения НВ в процентах от номинального значения.

Угол атаки $\alpha_{н.в}$ измеряется между вектором скорости набегающего воздушного потока и плоскостью вращения втулки НВ (рис. 1.1). Величина $\alpha_{н.в}$ считается положительной, если воздушный поток набегаёт на НВ снизу, при этом обычно на режимах горизонтального полёта вертолёта и набора высоты $\alpha_{н.в} < 0$, а на режиме снижения $\alpha_{н.в} > 0$. На серийных вертолётах угол атаки НВ не измеряют.

Угол общего шага φ_0 представляет собой угол установки всех лопастей НВ в сечении на характерном радиусе $0,7R$. Значение φ_0 изменяется в пределах $1-15^\circ$ и отличается на $1-2^\circ$ от того приборного значения общего шага НВ, которое выведено на указатель в пилотской кабине. Углы циклического шага НВ определяют более сложно. Вместе с некоторыми другими кинематическими параметрами НВ они рассмотрены в четвертой главе книги. Кроме того, аэродинамические характеристики НВ зависят от плотности наружного воздуха ρ и кинематических параметров движения вертолёта — скорости полёта $\vec{V}_в$ по траектории и угловой скорости $\vec{\omega}$ вращения вертолёта в пространстве.

Аэродинамические характеристики НВ рассматривают обычно в связанной системе координат $oxuz$ с началом в центре втулки, в которой продольная ось ox расположена в плоскости вращения втулки и направлена вперед, нормальная ось oy совпадает с осью вращения НВ и направлена вверх, поперечная ось oz образует с осями ox и oy правую или левую систему координат. Все отечественные вертолёты одновинтовой схемы имеют НВ левого вращения (НВ вращается по часовой стрелке при виде сверху), для которого удобно использовать левую связанную систему координат. При этом,

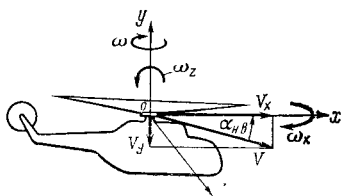


Рис. 1.1. Основные кинематические параметры движения вертолёта в связанной системе координат

однако, возникают затруднения в последующем анализе динамики полета вертолета, где использование левой системы координат не допускается.

Поэтому аэродинамические характеристики НВ рассматриваем в правой связанной системе координат. При этом для упрощения последующего анализа полагаем, что проекция вектора скорости на продольную связанную ось вертолета (V_x) приближенно равна скорости его горизонтального полета V , а проекция \vec{V}_v на нормальную ось (V_y) — вертикальной скорости набора высоты или снижения, хотя точно кинематические параметры движения летательного аппарата по траектории должны вычисляться в земной системе координат.

При определении аэродинамических характеристик НВ на всех режимах полета вертолета часто используют безразмерный коэффициент протекания потока через винт $\lambda = (V \sin \alpha_{н.в} - v) / (\omega R)$, а на режиме горизонтального полета — безразмерную характеристику режима работы винта $\mu = (V \cos \alpha_{н.в}) / (\omega R)$. Через v обозначена создаваемая НВ и осредненная по его ометаемой площади индуктивная скорость (см. гл. 2). На режимах набора высоты и горизонтального полета вертолета $\lambda < 0$, на режимах крутого снижения $\lambda > 0$, величина μ всегда положительна и, как правило, не превышает значения 0,4.

Вращение в пространстве всего вертолета и соответственно оси его НВ оказывает влияние на аэродинамическую нагрузку и маховое движение лопастей через угловые скорости тангажа ω_z и крена ω_x . Для упрощения последующего анализа этого влияния (см. гл. 3) полагаем, что угловые скорости тангажа и крена определяются в системе координат, связанной с центром втулки НВ, хотя строго эти параметры должны вычисляться в системе координат, связанной с центром масс летательного аппарата.

Как показано на рис. 1.1, значение ω_z положительно при кабрировании вертолета, а ω_x — при кренении вертолета вправо.

Угловая скорость рыскания ω_y (положительна при повороте вертолета влево) существенна лишь для рулевого винта, аэродинамические характеристики которого анализируются в гл. 6.

1.2. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ЛОПАСТИ

Лопасть НВ представляет собой по существу вращающееся крыло большого удлинения и также характеризуется совокупностью геометрических и кинематических параметров, относящихся ко всей лопасти или ее отдельным сечениям.

Основные геометрические параметры — радиус, хорда, угол установки, форма профиля сечений, геометрическая крутка и форма в плане лопасти.

Текущий радиус сечения лопасти r определяет его расстояние от оси вращения НВ, вычисляемое при условии, что лопасть не совершает махового движения. Часто удобно использовать относительный радиус $\bar{r}=r/R$, изменяющийся от 0 до 1.

Линия, соединяющая наиболее удаленные точки профиля сечения, называется хордой профиля, а длина ее обозначается b . Угол установки φ измеряется между хордой сечения лопасти и плоскостью вращения НВ при условии, что лопасть не меняет своего положения относительно плоскости вращения. Угол установки сечения на характерном относительном радиусе $\bar{r}=0,7$ при отсутствии махового движения лопасти и нейтральном положении органов управления НВ считается углом установки всей лопасти и вместе с тем общим шагом НВ.

Профиль представляет собой форму сечения плоскостью, перпендикулярной к продольной оси лопасти. Он, как и профиль крыла самолета, характеризуется: максимальной толщиной c_{\max} и ее относительным значением $\bar{c}_{\max}=c_{\max}/b$; вогнутостью, измеряемой расстоянием f от средней линии профиля до хорды; кривизной или относительной вогнутостью $\bar{f}=f_{\max}/b$; радиусом закругления носка. Аэродинамические профили объединены в серии, каждая из них имеет определенные законы изменения толщины и вогнутости вдоль хорды.

Для лопастей НВ современных вертолетов применяют, как правило, двояковыпуклые несимметричные профили с небольшой кривизной и хорошо закругленным носком. Относительная толщина профиля изменяется в пределах $\bar{c}_{\max}=8\text{...}20\%$, уменьшаясь от комля к концу лопасти. На облик вертолетных профилей существенно влияют конструктивные ограничения по размещению

внутри контура профиля лонжерона, хвостового стрингера, противофлаттерного груза, систем сигнализации повреждения лонжерона, противообледенительной и др.

В компоновках лопастей НВ всех отечественных и большинства зарубежных серийных вертолетов используют традиционные вертолетные профили серии НАСА-230. Вместе с тем в последнее время в нашей стране и за рубежом разрабатывают и применяют специальные усовершенствованные профили (в частности, такие профили созданы для НВ вертолета Ми-26).

Геометрическая крутка осуществляется изменением углов установки сечений по радиусу лопасти, т. е. конструктивным поворотом сечений относительно друг друга на угол $\Delta\varphi_r$. Для обеспечения оптимальных условий работы лопасти НВ на режиме горизонтального полета вертолета необходимо уменьшать углы установки ее сечений от комля к концу по некоторому достаточно сложному закону, что вызывает серьезные затруднения в изготовлении такой лопасти. Поэтому на серийных вертолетах применяют лопасти с линейной геометрической круткой. Если значение $\Delta\varphi_r$ отсчитывать от характерного сечения $\bar{r}=0,7$, то влиянием геометрической крутки на аэродинамические характеристики лопасти в первом приближении можно пренебречь.

Лопастей НВ серийных вертолетов имеют прямоугольную форму в плане ($b = \text{const}$), которая хотя и не оптимальна, но предпочтительна с точки зрения технологии изготовления. Удлинение лопасти равно 18—25, т. е. значительно превосходит удлинение лопастей

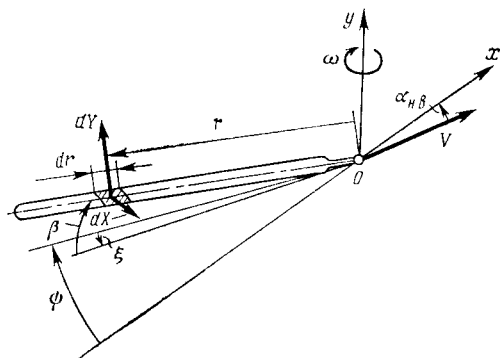


Рис. 1.2. Основные кинематические параметры движения лопасти НВ и действующие на нее силы

винтов и крыльев самолетов. Коэффициент заполнения НВ с прямоугольными лопастями $\sigma = (z_{лb}) / (\pi R)$.

Основные кинематические параметры лопасти — углы ее азимутального положения, взмаха и качания, которые определяют во вращающейся системе координат (рис. 1.2). Ввиду относительной малости расстояний от центра втулки НВ до ГШ и ВШ по сравнению с радиусом лопасти в последующем анализе аэродинамических характеристик лопасти полагаем $\bar{l}_r \approx \bar{l}_b \approx 0$, т. е. начала неподвижной и вращающейся связанных систем координат совпадают в центре втулки НВ.

Угол азимутального положения ψ измеряется по направлению вращения НВ между продольной осью лопасти и проекцией вектора скорости полета вертолета на плоскость вращения НВ. При полете вертолета без скольжения угол ψ отсчитывают от положения лопасти вдоль хвостовой балки. Лопасть называется опережающей (наступающей), если $0 < \psi < 180^\circ$, и отстающей (отступающей), если $180^\circ < \psi < 360^\circ$.

Угол взмаха β определяет угловое перемещение лопасти в горизонтальном шарнире относительно плоскости вращения и считается положительным при отклонении лопасти вверх от плоскости вращения. Угол качания ξ характеризует угловое перемещение лопасти в вертикальном шарнире в плоскости вращения и считается положительным при отклонении лопасти против направления вращения. Анализ этих кинематических параметров движения лопасти содержится в гл. 3. Лопасть полагаем абсолютно жесткой на изгиб и кручение.

Аэродинамика лопасти, как и любой несущей поверхности, базируется на общепринятом принципе обратимости, согласно которому рассматривают движение воздушной среды относительно неподвижного тела. При этом, естественно, скорость воздушного потока, набегающего на неподвижное тело, должна быть равна скорости движения тела в неподвижном воздухе. В указанной постановке для определения аэродинамических характеристик лопасти вычисляют кинематические параметры и аэродинамические характеристики ее сечений. Основные кинематические параметры рассматриваемого сечения лопасти — скорость его обтекания воздушным потоком и угол атаки.

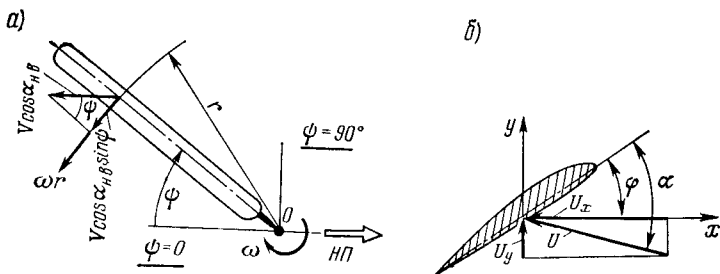


Рис. 1.3. Компоненты скорости обтекания сечения лопасти

Результирующую скорость обтекания сечения лопасти \vec{U} выражают обычно через горизонтальную и вертикальную составляющие. Горизонтальная нормальная составляющая скорости обтекания сечения U_x направлена перпендикулярно к оси лопасти и расположена в плоскости, параллельной плоскости ее вращения. В общем случае величина U_x равна сумме окружной скорости сечения ωr и проекции скорости полета вертолета $V \cos \alpha_{H.B} \sin \psi$ (рис. 1.3, а):

$$U_x = \omega r + V \cos \alpha_{H.B} \sin \psi = \omega R (\bar{r} + \mu \sin \psi). \quad (1.1)$$

Горизонтальная тангенциальная составляющая скорости обтекания сечения $U_z = V \cos \alpha_{H.B} \cos \psi$ направлена вдоль лопасти и в обычных полетных условиях слабо влияет на ее аэродинамику, вследствие чего этот компонент скорости в дальнейшем исключается из рассмотрения.

Вертикальная составляющая скорости обтекания сечения U_y направлена перпендикулярно к оси лопасти и расположена в плоскости ее взмаха. Как видно из рис. 1.1 и 1.3, величина U_y включает:

проекцию скорости полета вертолета $V \sin \alpha_{H.B}$ и индуктивной скорости v , определяющих скорость протекания воздушного потока через винт $V \sin \alpha_{H.B} - v$;

окружную скорость махового движения $r\dot{\beta}$, где $\dot{\beta} = \frac{d\beta}{dt}$ — угловая скорость взмаха, первая производная угла взмаха;

проекцию составляющей скорости полета вертолета $V \cos \alpha_{H.B}$ на плоскость, перпендикулярную оси машущей лопасти $V \cos \alpha_{H.B} \cos \psi_2 \beta$.

Таким образом,

$$\begin{aligned} U_y &= V \sin \alpha_{н.в} - v - r\dot{\beta} - V \cos \alpha_{н.в} \cos \psi \cdot \dot{\beta} = \\ &= \omega R \left(\lambda - \frac{1}{\omega} \bar{r} \dot{\beta} - \mu \beta \cos \psi \right). \end{aligned} \quad (1.2)$$

Геометрическая сумма компонентов U_x и U_y определяет результирующую скорость обтекания сечения лопасти в плоскости, перпендикулярной к ее оси:

$$U = \sqrt{U_x^2 + U_y^2} = \omega R \sqrt{\bar{U}_x^2 + \bar{U}_y^2}.$$

Угол атаки в сечении лопасти (рис. 1.3, б)

$$\alpha = \varphi + \arctg (U_y/U_x) \approx \varphi + U_y/U_x. \quad (1.3)$$

Подъемную силу и силу сопротивления, действующие на элемент лопасти dr , расположенный на радиусе r , вычисляют по известным формулам:

$$dY = 0,5c_y \rho b U^2 dr; \quad dX = 0,5c_x \rho b U^2 dr. \quad (1.4)$$

Кроме того, в сечении лопасти действует продольный аэродинамический момент, измеряемый обычно относительно передней кромки: $dM = 0,5c_m \rho b^2 U^2 dr$.

Коэффициенты подъемной силы c_y , сопротивления c_x и продольного момента c_m зависят главным образом от угла атаки и числа M рассматриваемого сечения лопасти. Эти зависимости определяют экспериментально при продувках отсека модели лопасти плоскопараллельным воздушным потоком в аэродинамической трубе с последующим введением поправок, учитывающих отличие размеров испытуемого отсека и скорости его обтекания от соответствующих параметров сечения натурной лопасти. При этом в качестве основного критерия подобия используют число Рейнольдса $Re = (UL)/\nu$, где L — характерный линейный размер, а ν — коэффициент кинематической вязкости воздуха.

Для приближенного учета периодичности изменения угла атаки и скорости обтекания сечений натурной лопасти на режиме горизонтального полета вертолета испытуемый отсек модели лопасти иногда приводится в принудительное колебательное движение. При этом угол атаки периодически изменяется с постоянными, но варьируемыми в процессе испытаний частотой и амплитудой относительно средних значений. Коэффициенты c_y , c_x , c_m , определенные при продувках колеблющегося профиля, принято называть динамическими.

1.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ

Подъемная сила обусловлена характером распределения давления воздушного потока, обтекающего профиль. Струйки набегающего на профиль потока при положительном угле атаки деформируются таким образом, что при обтекании верхней поверхности профиля они несколько сжимаются (соответственно скорость их возрастает), а при обтекании нижней поверхности профиля несколько расширяются (соответственно скорость их уменьшается). Согласно закону Бернулли, на нижней поверхности профиля давление больше, чем на верхней, поэтому разность давлений и создает подъемную силу.

Изменение давления p в рассматриваемой точке профиля при его обтекании по сравнению с давлением невозмущенного потока p_∞ характеризуется безразмерным коэффициентом давления $\bar{p} = (p - p_\infty) / q$, где $q = 0,5\rho U^2$. Поскольку скоростной напор q обусловлен кинетической энергией, а статическое давление p — потенциальной энергией воздушного потока, коэффициент \bar{p} характеризует интенсивность превращения кинетической энергии набегающего на лопасть потока в потенциальную энергию для создания подъемной силы.

При увеличении угла атаки струйки на верхней поверхности профиля сужаются, поток ускоряется, давление в нем уменьшается, а на нижней поверхности профиля, наоборот, струйки расширяются, поток тормозится, давление в нем возрастает. В результате коэффициент c_y увеличивается. В определенном диапазоне значений α зависимость $c_y(\alpha)$ линейная:

$$c_y = c_y^\alpha \alpha, \quad (1.5)$$

однако она нарушается при значении угла атаки $\alpha_{н.с.}$, когда вблизи задней кромки профиля возникает местный отрыв потока (рис. 1.4). При дальнейшем увеличении α коэффициент c_y возрастает лишь до значения $c_{y \max}$, соответствующего критическому углу атаки $\alpha_{кр}$, а затем уменьшается, так как зона срыва потока расширяется, перемещаясь к передней кромке (рис. 1.5).

Как следует из формул (1.1) — (1.3), при горизонтальном полете вертолета сечения лопасти обдуваются воздушным потоком, кинематические параметры которого значительно изменяются в зависимости от азиму-

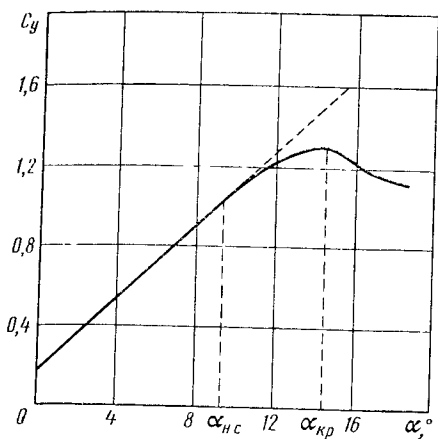


Рис. 1.4. Стационарная зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки профиля

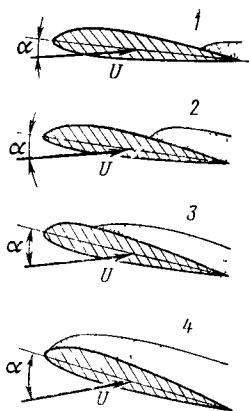


Рис. 1.5. Схема развития зоны срыва потока на профиле при увеличении угла атаки

тального положения лопасти. Например, в характерном сечении лопасти ($\bar{r}=0,7$) при $V=200$ км/ч за один оборот НВ, продолжительность которого не превышает 0,3—0,5 с, угол атаки возрастает от небольших отрицательных значений в азимуте $\psi=90^\circ$ до больших околокритических значений вблизи азимута $\psi=270^\circ$. При этом градиент изменения угла атаки достигает в отдельных азимутальных секторах по вращению лопасти 100—150°/с. Скорость обтекания изменяется за один оборот НВ более чем в 2 раза.

Таким образом, на режимах горизонтального полета лопасти НВ работают в нестационарных условиях, вследствие чего аэродинамическая нагрузка изменяется с некоторым запаздыванием по отношению к изменению кинематических параметров движения лопасти. Нестационарная зависимость динамического коэффициента подъемной силы от угла атаки имеет характерный вид петли гистерезиса (рис. 1.6) и следующие основные свойства:

при $\alpha > 0$ коэффициент c_y заметно больше, чем при $\alpha < 0$ для одного и того же значения α , т.е. наблюдаются динамический «заброс» коэффициента подъемной

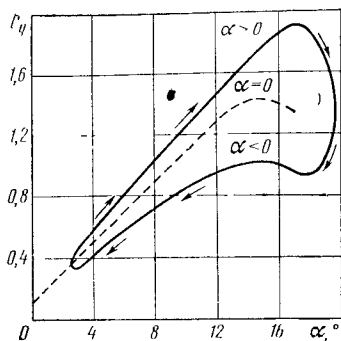


Рис. 1.6. Нестационарная зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки профиля

силы при быстром увеличении угла атаки сечения лопасти и динамический «провал» его при быстром уменьшении угла атаки;

при $\alpha > 0$ и $\alpha > \alpha_{кр}$ значение $C_{y \max \text{ дин}}$ на короткое время заметно превосходит стационарное значение $C_{y \max \text{ ст}}$

Срывное обтекание профиля при быстро изменяющихся по времени скорости обтекания и угле атаки принято называть динамическим срывом. Явление затягивания срыва потока

(увеличения критического угла атаки профиля), наблюдаемое при быстром увеличении α и уменьшении скорости обтекания, обусловлено следующими факторами:

при быстром увеличении угла атаки сверх критического значения формирование зоны отрывного течения, отрыв пограничного слоя с поверхности участка лопасти требуют определенного времени. Именно в течение этого весьма короткого времени, соизмеримого, однако, с временем поворота лопасти на несколько градусов, и происходит динамический «заброс» коэффициента $C_{y \max}$;

при быстром уменьшении скорости обтекания сечения лопасти кинетическая энергия воздушного потока в процессе торможения частично рассеивается в пограничном слое лопасти, а частично преобразуется в потенциальную энергию избыточного давления. Поскольку на околосрывных режимах обтекания профиля угол атаки его положительный, избыточное давление заторможенного потока реализуется преимущественно на нижней поверхности профиля, что также способствует динамическому «забросу» величины $C_{y \max}$.

Явление динамического затягивания срыва потока на угол атаки $\Delta \alpha_{ср}$ может быть приближенно описано следующим образом:

$$\Delta \alpha_{ср} = \alpha_{\text{дин}} - \alpha_{\text{кр}} \approx \chi \sqrt{(b\dot{\alpha})/U},$$

где $\alpha_{дин}$ — угол атаки, при котором происходит динамический срыв потока;

χ — коэффициент пропорциональности, зависящий от относительной толщины и кривизны профиля, а также от тех средних значений скорости его обтекания и угла атаки, относительно которых изменяются параметры.

Структура приведенного выражения отражает изложенные выше закономерности и, кроме того, показывает, что эффект нестационарности обтекания проявляется тем заметнее, чем больше хорда лопасти.

Сопротивление профиля создается силами трения и давления воздушного потока, при этом коэффициент сопротивления

$$c_x = c_{x_0} + c_{x_{ин}}$$

Коэффициент профильного сопротивления c_{x_0} при нулевой подъемной силе ($c_y = 0$) обусловлен разностью давления воздуха на переднюю и заднюю части профиля, а также трением частиц воздуха в пограничном слое лопасти. Он тем меньше, чем тоньше и симметричнее профиль и лучше качество отделки его поверхности.

Коэффициент индуктивного сопротивления $c_{x_{ин}}$ обусловлен скосом набегающего со скоростью U_0 на профиль воздушного потока на угол i за счет местной индуктивной скорости v_r и соответствующим отклонением назад вектора подъемной силы dY (рис. 1.7). Коэффициент $c_{x_{ин}}$ тем больше, чем больше коэффициент c_y .

Экспериментальная зависимость коэффициента сопротивления профиля от угла атаки (рис. 1.8) может

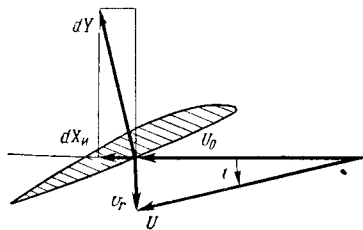


Рис. 1.7. Схема возникновения индуктивного сопротивления профиля

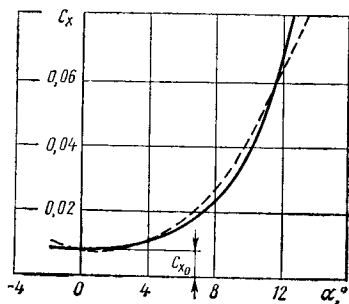


Рис. 1.8. Зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки профиля

быть с достаточной для практики точностью аппроксимирована квадратной параболой (пунктирная линия)

$$c_x \approx c_{x_0} + c_1 \alpha^2. \quad (1.6)$$

Как следует из сопоставления рис. 1.4 и 1.8, увеличение угла атаки сверх критического значения, например на 3° , вызывает уменьшение коэффициента c_y не более чем на 10% и увеличение коэффициента c_x более чем в 1,5 раза. Другими словами, срыв потока проявляется преимущественно в увеличении сил сопротивления вращению лопастей, а не в уменьшении их несущей способности, как это часто полагают. Вместе с тем влияние нестационарности обтекания на коэффициент сопротивления профиля сравнительно невелико.

Зависимости коэффициентов подъемной силы и сопротивления от угла атаки позволяют построить поляру профиля с разметкой углов атаки (рис. 1.9) и оценить его аэродинамическое качество $K = c_y/c_x$. Максимальное значение K реализуется при небольших наивыгоднейших углах атаки $\alpha_{\text{наиб}}$, а при дальнейшем увеличении α качество быстро уменьшается главным образом вследствие интенсивного роста сопротивления профиля. По этой причине при больших закритических углах атаки аэродинамическое качество профиля близко к нулю.

Продольный момент профиля создается преимущественно его подъемной силой, при этом зависимость коэф-

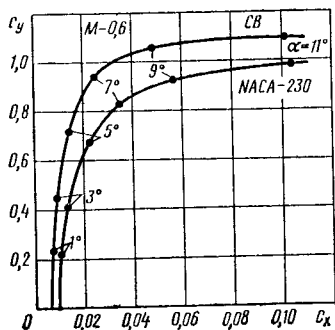


Рис. 1.9. Поляра профилей лопасти НВ с разметкой углов атаки на режиме висения вертолета

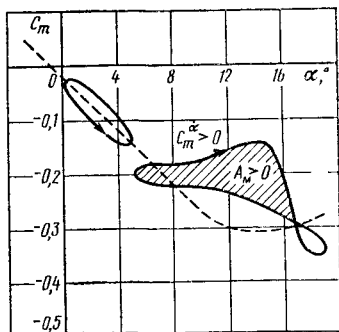


Рис. 1.10. Зависимость коэффициента продольного момента от угла атаки профиля. — — — статическая продувка

фициента c_m от угла атаки в значительной мере подвержена влиянию нестационарности обтекания (рис. 1.10). Важно отметить следующие основные свойства зависимости $c_m(\alpha)$:

при статическом увеличении угла атаки вплоть до $\alpha = \alpha_{кр}$ продольный момент профиля уменьшается $c_m^a < 0$, характеризуя тенденцию профиля к уменьшению угла атаки;

при статическом увеличении угла атаки сверх критического значения $\alpha > \alpha_{кр}$ продольный момент профиля возрастает $c_m^a > 0$, характеризуя тенденцию профиля к дальнейшему увеличению угла атаки;

при динамическом изменении угла атаки образуется типичная петля гистерезиса. При этом площадь, ограниченная зависимостью $c_{m_{дин}}(\alpha)$, характеризует работу аэродинамического момента A_m в рассматриваемом сечении лопасти за период изменения угла атаки;

при колебаниях угла атаки в диапазоне докритических значений $\alpha < \alpha_{кр}$ величины $c_{m_{дин}}^a$ и A_m отрицательны, т. е. создается демпфирующий аэродинамический момент, способствующий затуханию крутильных колебаний лопасти;

при колебаниях угла атаки с большой амплитудой в окрестности околоскритических значений $\alpha \approx \alpha_{кр}$ величины c_m^a и A_m могут быть положительными, т. е. создается дестабилизирующий аэродинамический момент, способствующий крутильным колебаниям лопасти.

Последнее обстоятельство имеет особенно важное практическое значение. Дестабилизирующий аэродинамический момент вызывает упругую закрутку сечения лопасти на величину $\Delta\varphi_3 > 0$, способствующую еще большему увеличению угла атаки и дестабилизирующего момента. Кроме того, под действием элементарной возбуждающей аэродинамической силы $dY_v = 0,5c_y^a \rho b \Delta\varphi_3 U^2 dr$ лопасть дополнительно взмахивает и упруго прогибается вверх на величину $rd\beta + dy$. Возникающая при этом элементарная аэродинамическая сила $dY = 0,5c_y^a \rho b (rd\dot{\beta} + \dot{d}y) U dr$ при $c_y^a > 0$, т. е. при $\alpha \leq \alpha_{кр}$ (см. рис. 1.4), является демпфирующей, а при $c_y^a < 0$, т. е. при $\alpha > \alpha_{кр}$, — дестабилизирующей, способствующей возбуждению колебаний лопасти в плоскости силы тяги.

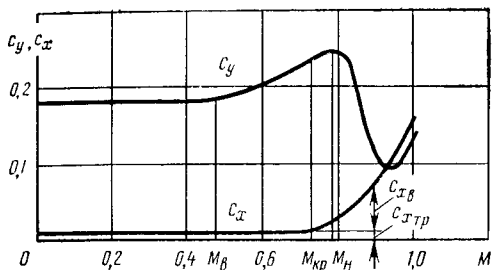
Таким образом, при динамическом изменении угла атаки сечения лопасти в окрестности околоскритических

значений с достаточно большой амплитудой возникает подвод дополнительной энергии к этой колеблющейся системе от воздушного потока. Участок лопасти, охваченный этим процессом, находится по существу в режиме автоколебаний, получившем название срывного флаттера. В отличие от обычного флаттера, который в настоящее время на лопастях вертолетных винтов практически не встречается, срывной флаттер наблюдается на экстремальных режимах полета, характеризующихся повышенными значениями скорости и высоты полета, температуры наружного воздуха, полетной массы вертолета и перегрузки при маневрировании. Срывной флаттер проявляется в резком увеличении шарнирных моментов лопастей и является наиболее существенным следствием срыва потока, а также одной из основных причин эксплуатационных ограничений скорости полета и маневренных возможностей современных вертолетов.

Сжимаемость — свойство воздуха изменять свой объем, а следовательно, и плотность при изменении давления или температуры. При движении лопасти в воздушном пространстве вокруг нее возникает поле возмущенных давлений. Если скорость движения рассматриваемого сечения лопасти невелика, изменение давления вызывает незначительное изменение плотности воздуха, который в этом случае можно условно считать несжимаемым. При большой скорости движения (обтекания) профиля необходимо принимать во внимание сжимаемость воздуха, характеризуемую числом M — отношением скорости движения профиля к скорости звука.

Число M невозмущенного потока, при достижении которого местная скорость обтекания хотя бы в одной точке на поверхности профиля становится равной скорости звука, называется критическим и обозначается $M_{кр}$. При этом скорость движения рассматриваемого сечения лопасти еще не достигает скорости звука, т. е. $M_{кр} < 1$. Значение $M_{кр}$ тем больше, чем более тонкий и симметричный профиль. У тонкой пластины, находящейся в воздушном потоке под нулевым углом атаки, $M_{кр} \approx 1$. С увеличением толщины и кривизны профиля струйки, обтекающие его, все более деформируются, местные числа M на поверхности профиля становятся

Рис. 1.11. Зависимость коэффициентов подъемной силы и сопротивления профиля от числа M при $\alpha \approx 0$



больше числа M невозмущенного потока и $M_{кр}$ уменьшается.

Проанализируем зависимость аэродинамических коэффициентов профиля от числа M при $\alpha \approx 0$ (рис. 1.11). При $M < 0,4$ сжимаемость воздуха практически не влияет на значение c_y , а начиная с $M = 0,4$, вызывает ее увеличение, что обусловлено соответствующим изменением распределения давления по профилю. При $M \geq M_b$ на верхней поверхности профиля образуется местная зона сверхзвуковых скоростей с замыкающим ее скачком уплотнения, в которой разрежение потока возрастает, что вызывает увеличение коэффициента C_y . При $M = M_n$ сверхзвуковая зона и местный скачок уплотнения образуются и на нижней поверхности профиля. При дальнейшем увеличении числа M скачок уплотнения перемещается назад на нижней поверхности профиля быстрее, чем на верхней. В результате коэффициент c_y уменьшается вплоть до минимального значения, когда скачок уплотнения на нижней поверхности профиля достигает задней кромки. При дальнейшем увеличении числа M коэффициент c_y несколько возрастает, что, однако, для профиля лопасти НВ уже не имеет практического значения.

Перераспределение давления по профилю при $M > M_{кр}$, обусловленное местными скачками уплотнения, вызывает резкое увеличение коэффициента c_{x0} , включающего в себя теперь и волновое сопротивление:

$$c_{x0} = c_{xтр} + c_{xв}.$$

Волновое сопротивление профиля может в несколько раз превосходить сопротивление трения и оказывать

неблагоприятное влияние на аэродинамику лопасти. Вообще явление резкого изменения аэродинамических характеристик профиля при достижении критического числа M , связанное с возникновением скачков уплотнения и соответствующим изменением распределения давления по профилю, может быть названо волновым кризисом обтекания. В отличие от кризисного явления срыва потока, свойственного большим углам атаки, волновой кризис возможен и при малых значениях угла атаки профиля.

Вместе с тем дополнительное разрежение на верхней поверхности профиля при $M > 0,4$ способствует утолщению пограничного слоя, вследствие чего срыв потока начинается на меньших углах атаки, величины $\alpha_{кр}$ и $c_{y_{max}}$ резко уменьшаются. Кроме того, уменьшается угол атаки α_c , при котором возникает волновое сопротивление профиля. Эти обстоятельства углубляют понятие волнового кризиса, наиболее неблагоприятного при больших углах атаки профиля.

Влияние сжимаемости на аэродинамические характеристики проявляется и в уменьшении динамического затягивания срыва потока при нестационарном обтекании профиля. В частности, при $M > 0,6$ можно считать, что на концевой части опережающей лопасти динамического затягивания срыва потока практически не происходит.

Следует подчеркнуть, что, несмотря на весьма небольшие по сравнению с самолетами скорости полета вертолетов, изложенные общие закономерности влияния сжимаемости воздуха на аэродинамические характеристики профиля несущей поверхности имеют к вертолету самое непосредственное отношение. Концевые сечения лопасти НВ испытывают влияние сжимаемости воздуха даже на режиме висения вертолета, а на режиме горизонтального полета с достаточно большой скоростью, тем более на большой высоте над уровнем моря, работают в условиях явного волнового кризиса (рис. 1.12). Существование этой зоны на ометаемой несущим винтом поверхности (рис. 1.13) — одна из основных причин ограничения окружной скорости вращения НВ значениями $\omega R \leq 220$ м/с и максимальной скорости горизонтального полета вертолета значениями $V \leq 350$ км/ч.

Аэродинамическая компоновка лопасти обычно основана на использовании традиционного вертолетного профиля серии **NACA-230**. Для уменьшения потерь мощности на преодоление волнового сопротивления при больших околокритических числах M предусматривают уменьшение от концы к концу относительной толщины этого профиля, а иногда и установку в концевых сечениях специального скоростного профиля.

Проблема оптимизации аэродинамической компоновки лопасти и аэродинамических характеристик набора ее профилей является весьма сложной и вместе с тем важной для улучшения летных качеств вертолета.

В основе усовершенствования вертолетных профилей лежит стремление наиболее полного удовлетворения различных требований, предъявляемых к аэродинамическим характеристикам каждого сечения лопасти. На отстающей лопасти в окрестности азимута $\psi = 270^\circ$ профиль должен иметь максимально возможное значение $c_{y_{max}}$ при малых значениях числа $M \leq 0,4$, а на опережающей лопасти в окрестности азимута $\psi = 90^\circ$ — максимально возможное значение $M_{кр}$ при малых значениях $c_y \leq 0,2$. Вместе с тем важно, чтобы в окрестности азимуты $\psi = 0$ и 180° , где величины c_y и M имеют средние значения $0,5-0,7$, аэродинамическое качество сечений лопасти было максимальным.

Если спроектировать три профиля, наилучшим образом удовлетворяющие этим трем разным требованиям, их геометрия будет существенно различаться, что с

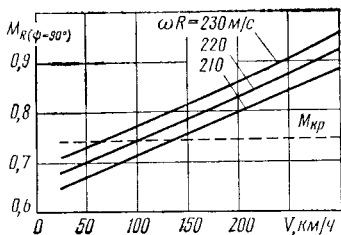


Рис. 1.12. Зависимость числа M на конце опережающей лопасти от скорости полета вертолета и окружной скорости ωR при высоте полета ~ 2 км

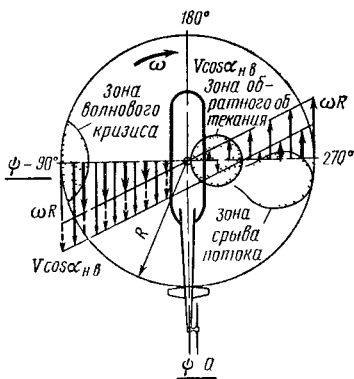


Рис. 1.13. Критические зоны обтекания НВ

точки зрения изготовления лопасти неприемлемо. Поэтому приходится находить компромиссное решение исходя из наиболее важных для данного вертолета условий его летной эксплуатации. Считается, что преобладающее влияние на эффективность эксплуатации транспортного вертолета оказывает улучшение характеристик НВ на режиме висения, ибо это позволяет увеличить грузоподъемность вертолета при неизменной мощности двигателей. И лишь второй по важности задачей считается увеличение несущей способности НВ при полете вертолета с большой горизонтальной скоростью.

Улучшение аэродинамического качества профиля вследствие снижения его сопротивления и увеличения подъемной силы должно осуществляться с учетом расположения сечения на лопасти, ибо и на режиме висения вертолета аэродинамические характеристики лопасти существенно изменяются по радиусу. Поэтому для лопасти НВ нового тяжелого транспортного вертолета Ми-26 были разработаны не один, а два новых профиля: профиль СВ для концевых сечений ($\bar{r} > 0,9$), обеспечивающий максимальное качество при $M \approx 0,6$, и профиль МО для средних сечений ($\bar{r} = 0,5 \dots 0,9$), оптимизированный при $M \approx 0,4$ (см. рис. 1.9). Такая аэродинамическая компоновка лопасти позволила увеличить силу тяги НВ вертолета Ми-26 на режиме висения на 15 кН при постоянной мощности двигателей или уменьшить требуемую для висения мощность двигателей на ~ 700 кВт, хотя на крейсерской скорости горизонтального полета новая компоновка НВ не дает ощутимых преимуществ.

Заметное влияние на аэродинамические характеристики лопасти оказывает форма ее законцовки. Хотя, как уже отмечалось, лопасти НВ большинства современных вертолетов имеют прямоугольную форму в плане, форма законцовки облагорожена путем скругления. Если этого не сделать, НВ на режиме горизонтального полета будет потреблять на 2—3% больше мощности.

Аэродинамические характеристики сечений лопасти ухудшаются не только при больших околосвуковых, но и при околонулевых скоростях обтекания. Как следует из выражения (1.1), при горизонтальном полете вертолета со скоростью V в окрестности азимута $\psi = 270^\circ$ существует такая часть ометаемого диска НВ, где комлевые сечения лопастей обтекаются не с передней, а с

задней кромки. При обратной обдувке у несущего вертолетного профиля острая передняя и толстая закругленная задняя кромки, максимальные толщина и вогнутость сдвинуты назад.

Аэродинамические характеристики профиля с такими геометрическими данными значительно отличаются от соответствующих характеристик при прямом обтекании. В частности, уменьшается на 8—10% градиент коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^{α} , почти вдвое увеличивается коэффициент профильного сопротивления. Срыв потока при обтекании острой задней кромки сопровождается значительными пульсациями.

Таким образом, второй зоной неблагоприятного протекания аэродинамических характеристик сечений лопасти является зона обратного обтекания, определяемая из условия

$$U_x = \omega r + V \cos \alpha_{н.в} \sin \psi = 0.$$

Согласно этому условию, зона обратного обтекания представляет собой окружность диаметром $d_{обр} = (V \cos \alpha_{н.в}) / \omega$, центр которой расположен в азимуте $\psi = 270^\circ$ и на расстоянии $0,5 d_{обр}$ от оси вращения НВ (см. рис. 1.13). Чем больше скорость полета вертолета, тем больше зона обратного обтекания.

Поскольку скорости обтекания комлевых сечений лопасти малы, а углы атаки, наоборот, велики, участок лопасти, находящийся в рассматриваемой зоне, в основном охвачен срывом. Однако вследствие малости скоростей обтекания и соответственно аэродинамической нагрузки комлевой части лопасти влияние этого срыва на аэродинамику лопасти в целом невелико и считается лишь второстепенным фактором, способствующим ограничению максимальной скорости полета вертолета. Основным же фактором является зона срыва потока с концевой части отстающих лопастей в окрестности азимута $\psi = 270^\circ$. Причина возникновения этой зоны рассмотрена в гл. 3.

Эксплуатационные факторы также оказывают влияние на аэродинамические характеристики профиля, основные из них — обледенение и техническое состояние поверхности лопасти.

Обледенение искажает расчетную форму профиля и вызывает существенное ухудшение его аэродинамических

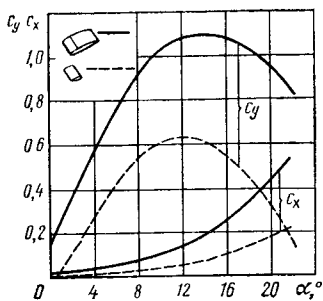


Рис. 1.14. Аэродинамические характеристики поврежденно-го отсека лопасти

характеристик. При полете с обледеневшими лопастями возможны уменьшение несущей способности НВ и эффективности управления, особенно на режиме самовращения, повышенная тряска и раскачка вертолета. Для предотвращения этих опасных явлений лопасти оборудованы электро-тепловой противообледени-тельной системой, которую включают до начала по-лета вертолета в условиях об-леденения.

Значительное влияние на аэродинамические ха-рактеристики сечений лопасти оказывает техническое со-стояние ее поверхности. Забоины и вмятины, поврежде-ния противообледенительных и противоабразивных эле-ментов, деформации хвостовых отсеков и закрылков, раз-рушения межотсечных резиновых вкладышей и лако-красочного покрытия — все это в той или иной мере неизбежно ухудшает аэродинамику лопасти и летные качества вертолета.

Поэтому при эксплуатации вертолетов следует уде-лять должное внимание техническому состоянию лопастей в соответствии с требованиями эксплуатационно-технической документации.

В исключительных случаях возможны по разным причинам частичное или полное разрушение одного из хвостовых отсеков лопасти, сопровождаемое значитель-ным изменением аэродинамических характеристик сече-ний в радиальных пределах этого отсека.

В качестве примера на рис. 1.14 показаны пунктир-ными линиями аэродинамические характеристики про-филя лопасти с оторванной хвостовой частью

Подобное изменение аэродинамических характе-стик участка одной из лопастей вызывает «выпадение» ее из общего конуса вращения несущего винта, резкое повышение уровня вибраций вертолета и создает опас-ную ситуацию в полете.

1.4. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЛОПАСТЬ

Элементарные силы тяги dT и сопротивления вращению лопасти dQ выражаются через элементарные подъемную силу dY и силу лобового сопротивления dX следующим образом (рис. 1.15):

$$\left. \begin{aligned} dT &= dY \cos \Phi + dX \sin \Phi; \\ dQ &= dX \cos \Phi - dY \sin \Phi. \end{aligned} \right\} \quad (1.7)$$

Как следует из рис. 1.15, тригонометрические функции угла Φ притекания потока к сечению лопасти

$$\sin \Phi = U_y / U, \quad \cos \Phi = U_x / U. \quad (1.8)$$

При этом для основной внешней части лопасти

$$\sqrt{U_x^2 + U_y^2} \approx U_x; \quad c_y U_x \gg c_x U_y$$

Подставляя выражения (1.4) и (1.8) в (1.7), получим: $dT = c_y \rho b U_x^2 dr$; $dQ = \rho b U_x (c_x U_x - c_y U_y) dr$.

На основе зависимостей (1.5) и (1.6):

$$dT = c_y^\alpha \rho b (\varphi U_x^2 + U_x U_y) dr; \quad (1.9)$$

$$dQ = \rho b [(c_{x_0} + c_1 \varphi^2) U_x^2 + (2c_1 - c_y^\alpha) \varphi U_x U_y + (c_1 - c_y^\alpha) U_y^2] dr. \quad (1.10)$$

Коэффициенты c_y^α , c_{x_0} и c_1 определяют для среднего за оборот НВ числа M в рассматриваемом сечении лопасти.

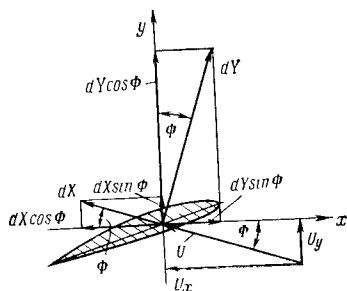


Рис. 1.15 Схема аэродинамических сил, действующих в сечении лопасти

Элементарный момент сопротивления вращению лопасти (крутящий момент)

$$dM_k = dQr. \quad (1.11)$$

Важное практическое значение имеет шарнирный момент, скручивающий лопасть относительно ее продольной оси, который определяется гораздо более сложным образом, чем для несущих и управляющих аэродинамических поверхностей самолета.

Шарнирный момент, действующий в произвольном сечении лопасти на радиусе r ,

$$dM_{ш}^* = dM_{ш.а} + dM_{ш.э} + dM_{ш.п} + dM_{ш.п} + dM_{ш.уп} + dM_{ш.тр}. \quad (1.12)$$

Первые два компонента выражения (1.12) имеют аэродинамическую, последующие два — инерционную природу, пятый компонент обусловлен упругостью лопасти и последний — трением лопасти при ее повороте в осевом шарнире.

Физическая сущность компонентов шарнирного момента лопасти заключается кратко в следующем.

Аэродинамический момент $dM_{ш.а}$ обусловлен кривизной профиля, а также несовпадением осей осевого шарнира (ОШ) и центров давления (ЦД) по хорде сечений лопасти, вследствие чего элементарная подъемная сила dY , приложенная к ЦД, создает на плече x_a до ОШ момент, скручивающий лопасть (рис. 1.16). Пос-

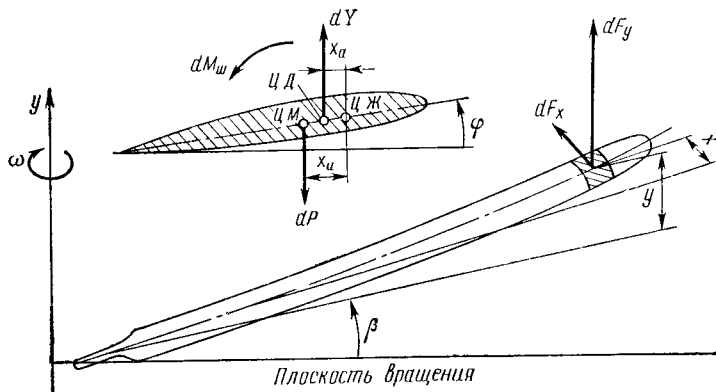


Рис. 1.16. Схема образования шарнирного момента лопасти

кольку ЦД обычно расположен позади ОШ, момент $dM_{ш.а}$ на большинстве азимутов, где $c_y > 0$, преимущественно пикирующий. Однако при возникновении срыва потока, сопровождающегося значительными перемещениями центра давления по хорде сечения лопасти и проявлением срывного флаттера, величина $dM_{ш.а}$ резко изменяется по значению и направлению своего действия, превалируя над остальными компонентами шарнирного момента.

Аэродинамический момент $dM_{ш.з}$ возникает при отклонении закрылка, установленного на задней кромке нескольких хвостовых отсеков лопасти. При отгибе закрылка вверх, например, всего лишь на $2-3^\circ$ в соответствующих сечениях лопасти ЦД смещается вперед и возникает кабрирующий момент, в несколько раз больший исходного аэродинамического момента профиля без закрылка. Поэтому отгиб закрылков — эффективное средство устранения несоконусности вращения лопастей НВ в условиях эксплуатации. Лопать, ушедшая из конуса вращения вверх от среднего положения, имеет увеличенный угол установки вследствие упругой закрутки кабрирующим шарнирным моментом. Для устранения такой несоконусности уменьшают кабрирующий момент, отгибая закрылок вниз с помощью специальной обоймы на одном или всех контрольных хвостовых отсеках (всего их, как правило, три в диапазоне относительных радиусов $\bar{r} = 0,7 \dots 0,8$). Соответственно на лопасти, ушедшей от среднего положения вниз, закрылок отгибают вверх. Эффективность рассматриваемой регулировки возрастает с увеличением частоты вращения НВ. Для уменьшения шарнирного момента разрабатывают лопасти с закрылками по всей длине. Таковы, например, лопасти НВ вертолета Ми-26.

Инерционный момент $dM_{ш.и}$ обусловлен несовпадением оси осевого шарнира и центра масс (ЦМ) по хорде сечений лопасти, вследствие чего элементарная инерционная сила dP , приложенная к ЦМ, создает на плече x_i до ОШ момент, скручивающий лопасть. В свою очередь, инерционная сила обусловлена маховым движением и упругими деформациями лопасти в вертикальной плоскости, циклическим изменением угла установки и упругой динамической круткой лопасти. «Пропеллер-

ный» шарнирный момент $dM_{ш.п}$ определяется действием поперечных составляющих центробежных сил $dЦ_{п}$, направленным на уменьшение угла φ .

Момент $dM_{ш.уп}$ вызывается упругими изгибными деформациями лопасти в плоскостях тяги и вращения. Он создается элементарной силой dF_x , действующей в плоскости вращения, на плече y прогиба элемента лопасти в плоскости тяги и силой dF_y , действующей в плоскости тяги, на плече x прогиба элемента лопасти в плоскости вращения.

Момент $dM_{ш.тр}$ обусловлен трением в ОШ лопасти и возникает под действием полной центробежной силы и поворота лопасти на угол φ . При этом знак момента $M_{ш.тр}$ противоположен знаку скорости изменения угла установки $\dot{\varphi}$ на соответствующем азимуте.

Определение рассмотренных компонентов шарнирного момента лопасти весьма сложно и осуществляется только с использованием вычислительных машин.

Суммарные силы и моменты, действующие на всю лопасть, определяют интегрированием соответствующих выражений вида (1.9) — (1.11) по длине лопасти в рассматриваемый момент времени. Для этого необходимо математическое описание поля индуктивных скоростей $v = v(r, \psi)$ и махового движения лопастей $\beta = \beta(\psi)$, чему посвящены последующие главы книги. Однако заранее ясно, что указанные зависимости представляют собой периодические функции азимутального угла ψ так же, как скорости обтекания (1.1), углы установки и атаки (1.3) сечений лопасти. Поэтому изменение за оборот НВ сил тяги, сопротивления и шарнирного момента, действующих на лопасть, имеет типичный периодический характер (рис. 1.17), наблюдаемый по экспериментальным данным.

На основании изложенного силы и шарнирный момент, действующие на лопасть НВ на режимах поступательного (горизонтального) полета вертолета, могут быть представлены тригонометрическими рядами:

$$T_L = T_0 + T_1 \sin(\psi + \varepsilon_{T1}) + T_2 \sin(2\psi + \varepsilon_{T2}) + \dots; \quad (1.13)$$

$$Q_L = Q_0 + Q_1 \sin(\psi + \varepsilon_{Q1}) + Q_2 \sin(2\psi + \varepsilon_{Q2}) + \dots; \quad (1.14)$$

$$M_{ш.т} = M_0 + M_1 \sin(\psi + \varepsilon_{M1}) + M_2 \sin(2\psi + \varepsilon_{M2}) + \dots \quad (1.15)$$

Входящие в (1.13) — (1.15) амплитуды и углы сдвига фаз периодического изменения сил и шарнирного момента лопасти определяются ее аэродинамическими, геометрическими, массовыми и жесткостными характеристиками, а также кинематическими параметрами режима полета вертолета. Следовательно, силы и шарнирный момент, действующие на лопасть, представляющие собой суммы отдельных гармонических составляющих (гармоник), каждая из которых изменяется с частотой, кратной частоте вращения НВ. При этом силами $T_{л}$ и $Q_{л}$ создаются суммарные силы и моменты НВ, а шарнирными моментами $M_{ш.л}$ — усилия в системе управления несущим винтом.

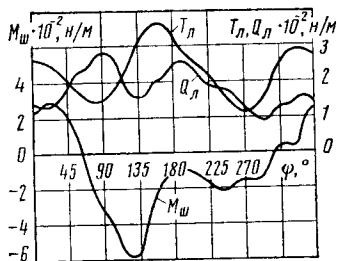


Рис. 1.17. Зависимость сил тяги, сопротивления и шарнирного момента от азимута вращения лопасти на режиме горизонтального крейсерского полета вертолета

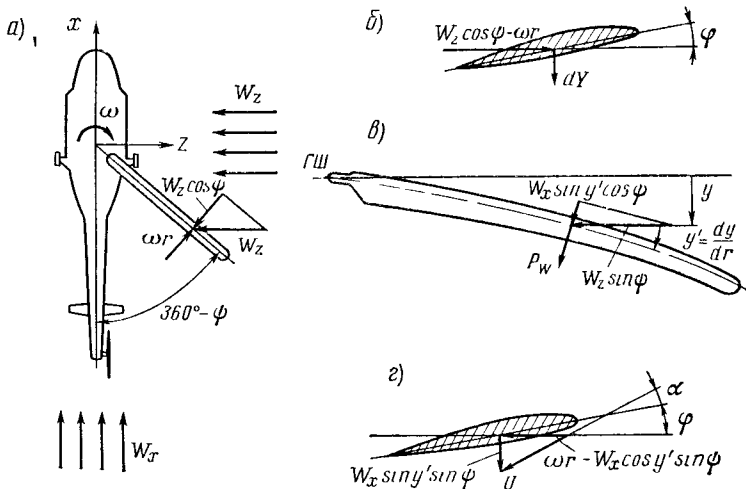


Рис. 1.18. Схема воздействия ветра на лопасть в начале раскрутки НВ

Режим раскрутки или остановки НВ в условиях сильного ветра занимает особое место в аэродинамике лопасти по следующим основным причинам:

в самом начале раскрутки или непосредственно перед остановкой НВ лопасть практически уже не растянута центробежными силами и имеет значительный упругий прогиб от собственной массы;

на указанных фазах режима раскрутки или остановки НВ при воздействии на вертолет достаточного сильного приземного ветра существует опасность удара лопастей по хвостовой балке. Это явление связано с нарушением допустимой скорости ветра справа и сзади, а его физическая сущность заключается в следующем.

При ветре справа, воздействующем на вертолет со скоростью W_z , сечения лопасти, расположенные в зоне $270^\circ < \psi < 360^\circ$, обдуваются с задней кромки профиля (рис. 1.18, а). Поскольку угол ψ установки этих сечений положительный, обратная обдувка вызывает образование отрицательной подъемной силы dY , под действием которой лопасть прогибается вниз по направлению к хвостовой балке (рис. 1.18, б). Кроме того, при ветре справа сзади воздушный поток в азимутальном секторе $270^\circ < \psi < 360^\circ$ набегаёт на верхнюю поверхность лопасти так как лопасть находится на упоре центробежного ограничителя свеса и имеет значительный упругий прогиб y от собственной массы (рис. 1.18, в). При этом углы атаки и соответственно подъемная сила концевых сечений лопасти получаются отрицательными (рис. 1.18, г), а вертикальная проекция силы P_w ветрового давления направлена вниз, что также вызывает прогиб лопасти по направлению к хвостовой балке.

По мере возрастания частоты вращения в процессе раскрутки НВ лопасть под действием центробежных сил распрямляется, окружные скорости сечений ее внешней части превалируют над скоростью ветрового потока и опасность удара лопасти по хвостовой балке уменьшается.

ТЕОРИИ НЕСУЩЕГО ВИНТА

2.1. ИМПУЛЬСНАЯ ТЕОРИЯ

Импульсная теория винта была разработана в 1910 — 1913 гг. Н. Е. Жуковским и развита его учениками Б. Н. Юрьевым и Г. Х. Сабининым. В этой теории аэродинамические силы, действующие на винт, и потребляемая им мощность определяются на основе применения общих теорем механики к воздушному потоку, обтекающему винт. Этот поток рассматривается в принципе так же, как течение жидкости в трубопроводах или гидравлических машинах, поэтому импульсная теория винта представляет собой «гидравлическую теорию».

В основе импульсной теории лежит понятие так называемого идеального винта, сила тяги которого равномерно распределена по ометаемой поверхности. Воздух, обтекающий идеальный винт, также считается идеальной жидкостью, при этом струя, создаваемая винтом, не смешивается с окружающим воздухом, а потери мощности на трение лопастей о воздух, завихрения и закручивание струи отсутствуют. Идеальный винт можно также рассматривать как активный диск, состоящий из бесконечно большого числа лопастей и воздействующий на обтекающий его воздух.

Физическая сущность импульсной теории заключается в следующем. Вращающийся идеальный винт, лопасти которого установлены под некоторым углом к плоскости вращения, отбрасывает воздух, придавая его частицам определенные скорости. На место отброшенного воздуха из окружающего воздушного пространства подсасывается новый. Таким образом перед винтом образуется зона подсасывания, за винтом — зона отбрасывания и устанавливается воздушный поток через винт. Основные параметры этого воздушного потока — скорость и прирост (скачок) давления воздуха в плоскости винта.

Скорость движения воздуха, создаваемая винтом и измеряемая в плоскости вращения винта, называется индуктивной скоростью v , определение которой составляет одну из основных задач импульсной теории. В соответствии с понятием идеального винта индуктивная скорость полагается постоянной по всему ометаемому винтом диску.

Отбрасывая воздух, винт изменяет его количество движения и кинетическую энергию, а сила реакции воздушной струи на это изменение и представляет собой силу тяги винта. Рассмотрим в изложенной постановке основные эксплуатационные режимы работы НВ.

Режим висения характеризуется тем, что воздух подсасывается к НВ со всех сторон, а за винтом образуется сужающаяся воздушная струя (рис. 2.1). Опишем около центра НВ сферу достаточно большого радиуса и рассмотрим три характерных сечения воздушной струи, перпендикулярные к оси НВ: далеко перед винтом (сечение 0), в плоскости вращения винта (сечение 1) и далеко за винтом (сечение 2). Скорости притекающего воздуха в сечении 0 пренебрежимо мала, а в сечении 1 представляет собой индуктивную скорость, которой для определенности припишем индекс расчетного сечения v_1 . Применим основные законы механики к воздушной струе, ограниченной указанной сферой.

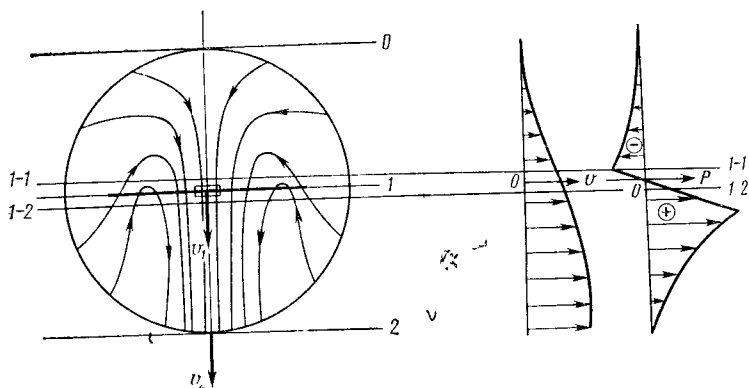


Рис. 2.1. Схема обтекания НВ на режиме висения и изменение гидродинамических параметров струи

Как следует из второго закона механики, изменение количества движения воздуха $m(v_2 - 0)$ равно секунднему импульсу силы $T \cdot l$, приложенной к воздуху со стороны НВ:

$$T \cdot l = mv_2, \quad (2.1)$$

где $m = \rho F_{н.в} v_1$ — секундная масса воздуха, протекающего через НВ;
 v_2 — скорость отбрасывания воздуха винтом.

Сила тяги НВ приложена к воздуху, движущемуся в сечении l со скоростью v_1 , и производит в секунду работу

$$L = Tv_1 \quad (2.2)$$

по созданию струи за винтом.

Изменение кинетической энергии секундной массы воздуха в выделенной сфере

$$\Delta E = 0,5mv_2^2 = 0,5Tv_2. \quad (2.3)$$

Приравнивая выражения (2.2) и (2.3), получим

$$v_2 = 2v_1, \quad (2.4)$$

т. е. скорость отбрасывания воздуха винтом в 2 раза больше скорости подсасывания в плоскости вращения винта. Практически удвоение индуктивной скорости происходит на расстоянии, примерно равном радиусу НВ.

Определим теперь перепад давления в струе непосредственно перед и за винтом в сечениях соответственно $1-1$ и $1-2$. Полагая, что на выделенной сфере давление равно атмосферному, а скорость воздуха далеко перед винтом — нулю, запишем уравнения Бернулли последовательно для сечений $0,1-1$, $2,1-2$:

$$p_0 + 0 = p_{1-1} + 0,5\rho v_1^2;$$

$$p_0 + 0,5\rho v_2^2 = p_{1-2} + 0,5\rho v_1^2.$$

Вычитая из второго уравнения первое и учитывая соотношения (2.4), получим

$$\Delta p_v = p_{1-2} - p_{1-1} = 4 \cdot 0,5\rho v_1^2,$$

т. е. перепад давления на винте равен четырем скоростным напорам индуктивной скорости.

По отношению к атмосферному давлению в невозмущенной воздушной среде

$$\Delta p_0 = p_{1-2} - p_0 = 3 \cdot 0,5 \rho v_1^2,$$

т. е. избыточное давление за винтом, работающим на месте, равно трем скоростным напорам индуктивной скорости.

Воздействие избыточного давления на тела или элементы конструкции, находящиеся за винтом, вызывает увеличение их сопротивления по сравнению с сопротивлением в невозмущенном воздушном потоке.

Далее из выражений (2.1) и (2.4) получим

$$T = 2\rho F_{н.в} v_1^2 \quad (2.5)$$

или

$$v_1 = \sqrt{T / (2\rho F_{н.в})}. \quad (2.6)$$

Величина $T / F_{н.в} = p$ представляет собой удельную нагрузку на ометаемую винтом площадь, аналогичную по физическому смыслу нагрузке на крыло самолета. С использованием этого параметра, опуская теперь индекс в обозначении индуктивной скорости, определим ее следующим образом: $v = \sqrt{p / 2\rho}$.

Современные тенденции вертолетостроения таковы, что при увеличении полетной массы вертолетов сохраняются умеренные размеры НВ, т. е. возрастает нагрузка на ометаемую НВ площадь. Это сопровождается существенным увеличением скорости индуктивного потока НВ на режиме висения. Например, у вертолета Ми-2 она составляет 10 м/с, у вертолета Ми-8 — уже 12 м/с, а у Ми-26 — 16 м/с. Имея в виду, что скорость отбрасывания вдвое превышает указанные значения, под тяжелыми вертолетами на взлетно-посадочных режимах создается мощный поток воздуха.

У идеального винта вся полученная от двигателей мощность превращается в работу по отбрасыванию воздуха и созданию силы тяги. У реального НВ существуют определенные потери мощности на преодоление сопротивления вращению лопастей, закручивание струи, неравномерность распределения индуктивных скоростей и силы тяги по ометаемой винтом площади. Кроме того,

в создании силы тяги участвует не вся ометаемая винтом площадь, так как корневые части лопастей не имеют несущей поверхности, а через концы лопастей воздух перетекает из области повышенного давления под винтом в область пониженного давления над ним. Приближенный учет потерь реального НВ осуществляется в импульсной теории с помощью двух коэффициентов — полезного действия и использования ометаемой площади.

Коэффициент полезного действия винта η_0 представляет собой отношение мощности, непосредственно затрачиваемой на создание силы тяги работающего на месте НВ, к мощности, подводимой к винту от двигателей:

$$\eta_0 = (T v) / N. \quad (2.7)$$

Для современных вертолетных винтов $\eta_0 = 0,65 \dots 0,75$.
В свою очередь,

$$N = \xi_N N_p, \quad (2.8)$$

где N_p — располагаемая мощность двигателей;

ξ_N — коэффициент использования мощности, характеризующий механические потери мощности на привод рулевого винта, трение в трансмиссии, привод и охлаждение агрегатов и т. п.

Коэффициент использования ометаемой площади винта χ — отношение эффективной ометаемой площади, непосредственно участвующей в создании силы тяги, ко всей ометаемой площади $F_{н.в} = 0,25\pi D^2$.

Преобразуя выражение (2.5) с учетом (2.7), (2.8) и коэффициента χ , получим

$$T = (N_p \xi_N \eta_0 \sqrt{2\rho F_{н.в} \chi})^{2/3}. \quad (2.9)$$

Принимая типичные для режима висения у земли вертолета одновинтовой схемы значения параметров $\chi = 0,95$, $\xi_N = 0,82$, $\eta_0 = 0,68$, $\rho = 1,25$ кг/м³, входящих в выражение (2.9), запишем это выражение в следующем виде (размерность тяги — Н, мощности — Вт):

$$T \approx 0,83 (DN_p)^{2/3} \quad (2.10)$$

или

$$N \approx 1,32 T^{3/2} / D. \quad (2.11)$$

Выражения (2.10) и (2.11) показывают, как мощность двигателей превращается в силу тяги НВ заданного диаметра D . При увеличении диаметра НВ и мощности двигателей сила тяги НВ возрастает не пропорционально, а лишь в степени $2/3$, но для увеличения силы тяги НВ необходимая мощность двигателей должна возрастать не пропорционально, а в степени $3/2$ (рис. 2.2). При уменьшении диаметра НВ (что с точки зрения конструкции и эксплуатации вертолета всегда целесообразно) сила тяги уменьшается в степени $2/3$, а необходимая мощность возрастает по гиперболическому закону.

Таким образом, для заданных располагаемой мощности двигателей и диаметра НВ сила тяги имеет вполне определенное значение, увеличить которое можно лишь незначительно путем аэродинамического совершенства НВ и механического совершенствования трансмиссии вертолета (увеличения коэффициентов η_0 , χ , ξ_N).

При уменьшении плотности воздуха ρ (увеличении высоты висения вертолета) сила тяги НВ при постоянной мощности двигателей уменьшается, а необходимая мощность двигателей для обеспечения постоянной силы тяги НВ увеличивается.

Режим осевого перемещения характеризуется тем, что НВ движется вдоль своей оси вращения при вертикальном наборе высоты или снижении вертолета со скоростью $\pm V_y$. Рассмотрим для простоты случай вертикального подъема вертолета. По сравнению с режимом висения скорость и количество движения воздуха, проходящего через НВ, изменяются. При этом выражения (2.2) и (2.3) принимают следующий вид:

$$L = T (v_1 + V_y); \quad (2.12)$$

$$E = 0,5m (V_2^2 - V_y^2) = 0,5m (V_2 + V_y) (V_2 - V_y), \quad (2.13)$$

где $V_2 = v_2 + V_y$ — суммарная скорость отбрасываемого воздуха в струе винта.

Имея в виду, что $V_2 - V_y = v_2$, $V_2 + V_y = 2V_y + v_2$, $T = mv_2$, и приравнявая, как и ранее, выражения (2.12) и (2.13), получим $0,5m (2V_y + v_2) v_2 = mv_2 (v_1 + V_y)$, откуда $v_2 = 2v_1$.

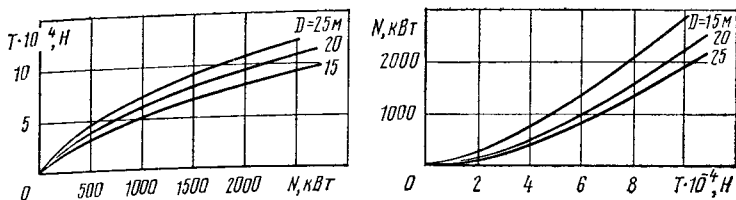


Рис. 2.2 Равновесные соотношения мощности, силы тяги и размера НВ

Таким образом, установленная ранее для режима висения закономерность (2.4) сохраняется и для режимов осевого перемещения винта.

Секундная масса воздуха, протекающего через НВ на рассматриваемом режиме,

$$m = \rho F_{\text{Н.В}} (v_1 + V_y), \quad (2.14)$$

поэтому выражение (2.1) с учетом (2.4) принимает вид ($v_1 = v$):

$$T = 2\rho F_{\text{Н.В}} (v + V_y) v. \quad (2.15)$$

Вводя, как и ранее, параметр $p = T/F_{\text{Н.В}}$, представим выражение (2.15) в форме квадратного уравнения

$$v^2 + V_y v - p/2\rho = 0. \quad (2.16)$$

Решение этого уравнения известно:

$$v = -0,5V_y \pm 0,5 \sqrt{V_y^2 + 2p/\rho}. \quad (2.17)$$

Поскольку положительное направление индуктивной скорости противоположно силе тяги НВ (см. рис. 2.1), перед корнем следует брать только знак «плюс». В противном случае во всем диапазоне реально возможных значений параметров p и V_y значения v будут отрицательными, что не имеет физического смысла. На режиме вертикального подъема индуктивная скорость уменьшается, а на режиме вертикального снижения возрастает по сравнению с ее значением на режиме висения. Физически это объясняется тем, что при подъеме вертолета секундная масса воздуха, протекающего через НВ, согласно выражению (2.14) возрастает, поэтому для создания заданной силы тяги НВ требуется меньшая по срав-

нению с режимом висения работа прокачивания воздуха через винт, т. е. меньшая индуктивная скорость. При снижении вертолета, наоборот, струя НВ направлена навстречу набегающему воздушному потоку, что требует дополнительной работы прокачивания воздуха через винт, т. е. большей индуктивной скорости. Увеличение удельной нагрузки на ометаемую винтом площадь вызывает соответствующее возрастание индуктивной скорости.

При $v = -V_y$ результирующая скорость протекания воздуха через НВ равна нулю. Такой режим обтекания НВ носит название «идеального самовращения» и возможен при быстром вертикальном снижении вертолета с задресселированными (выключенными) двигателями. При $v < -V_y$ воздушный поток протекает через НВ снизу вверх. В этом случае НВ работает в режиме ветряного двигателя (ветряка), получая полезную мощность для своего вращения от воздушного потока. Вертолетные винты в этом режиме практически не работают.

В диапазоне значений $-V_y < v < 0$ существует особая область режимов так называемого вихревого кольца, в которой создаваемая несущим винтом струя размывается встречным воздушным потоком и поэтому основополагающая теорема о количестве движения неприменима. Этот режим имеет важное значение для летной эксплуатации вертолетов и рассмотрен в гл. 5.

Режим косо́го обтекания характеризуется тем, что встречный воздушный поток набегае́т на НВ под углом к его осн. Именно так обтекается НВ при наборе высоты, снижении, полете по маршруту, а также при висении или вертикальном перемещении в условиях ветра. Как и на режимах осевого перемещения, НВ создает струю воздуха, ориентированную по вектору скорости набегающего на винт потока (рис. 2.3). Примем, что непосредственно в том сечении, где расположен НВ, диаметр струи приблизительно равен диаметру НВ. Тогда секундная масса воздуха, протекающего через НВ,

$$m = \rho F_{н,в} V_{\Sigma} \quad (2.18)$$

Величина V_{Σ} представляет собой результирующую скорость воздушного потока, отклоненного винтом вследствие создания индуктивной скорости.

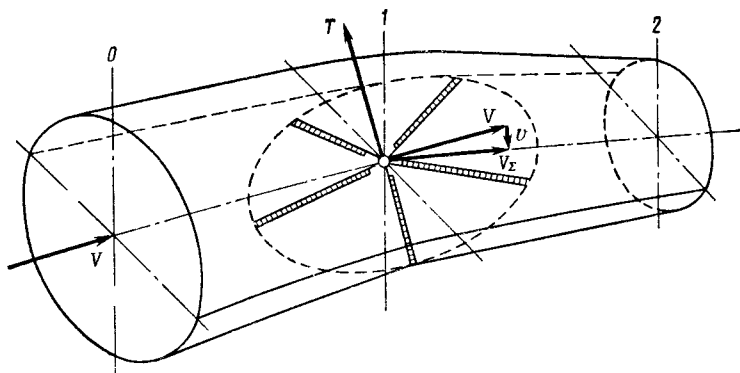


Рис. 2.3. Схема косо́го обтекания НВ и образования силы тяги

Рассмотрим, как и ранее, три характерных расчетных сечения воздушной струи, перпендикулярных ее оси: далеко перед винтом (сечение 0), в плоскости, проходящей через центр винта (сечение 1), и далеко за винтом (сечение 2). Скорости потока воздуха в этих сечениях (полагая для простоты, что $\alpha \perp V$) следующие:

$$V_0 \approx V; \quad V_1 \approx \sqrt{V^2 + v_1^2}; \quad V_2 \approx \sqrt{V^2 + v_2^2}. \quad (2.19)$$

Теорема о количестве движения записывается точно так же, как и для рассмотренных ранее режимов обтекания НВ:

$$T \cdot l = m v_2 \quad (2.20)$$

Изменение кинетической энергии секундной массы воздуха в выделенной струе

$$\Delta E = 0,5m(V_2^2 + v_2^2 - V_0^2) \quad (2.21)$$

равно той работе, которую произвел НВ в единицу времени для создания силы тяги:

$$L = T v_1. \quad (2.22)$$

Приравняв (2.21) и (2.22) и произведя необходимые преобразования с учетом (2.19) и (2.20), получим

$$v_2 = 2v_1. \quad (2.23)$$

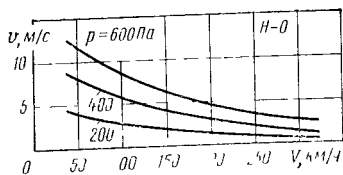


Рис. 24. Зависимость средней индуктивной скорости от скорости полета вертолета и нагрузки на ометаемую площадь НВ

Таким образом, удвоение индуктивной скорости далеко за винтом является общим законом импульсной теории для всех режимов обтекания винта (кроме режима вихревого кольца, для которого импульсная теория неприменима).

Подставляя теперь в выражение (2.20) соотношения (2.18) и (2.23), получим

$$T = 2\rho F_{н.в} V_{\Sigma} v$$

Или

$$v = T / (2\rho F_{н.в} V_{\Sigma}) = p / (2\rho V_{\Sigma}). \quad (2.24)$$

Основной практический интерес представляет полёт вертолета со скоростью $V_{\Sigma} \gg v$, когда

$$v = p / (2\rho V). \quad (2.25)$$

При увеличении скорости полета индуктивная скорость быстро уменьшается (рис. 2.4), так как сокращается время взаимодействия НВ с заданным объемом проходящего через него воздуха.

2.2. ВИХРЕВАЯ ТЕОРИЯ

Вихревая теория винта создана в 1912—1918 гг. Н. Е. Жуковским. Значительный вклад в развитие вихревой теории НВ внесли В. Э. Баскин, С. М. Белоцерковский, Л. С. Вильдгрубе, Е. С. Вожаев, Г. И. Майкапар, М. Н. Тищенко, В. И. Шайдаков и другие ученые.

Воздействие любой несущей поверхности, в том числе и НВ, на любую точку окружающего воздушного пространства аналогично воздействию соответствующей вихревой системы. В вихревой теории НВ каждая лопасть заменяется (моделируется) системой из присоединенных вихрей, оси которых совпадают с продольной осью лопасти, и свободных вихрей, образующих за лопастью некоторую вихревую пелену (рис. 2.5).

Согласно определению Н. Е. Жуковского и теореме Стокса, заменяющие несущую поверхность присоединенные вихри имеют такую же циркуляцию скорости по зам-

кнutoму контуру, как и сама несущая поверхность, обтекаемая воздушным потоком под данным углом атаки. Существование же свободных вихрей обусловлено изменением циркуляции Γ присоединенных вихрей как по радиусу, так и по азимутальному положению лопасти, ибо условия обтекания сечений лопасти неодинаковы на различных радиусах, а на режимах косо́й обдувки НВ — и в различных азимутальных положениях.

Изменение циркуляции присоединенных вихрей по радиусу лопасти сопровождается образованием так называемых продольных вихрей, представляющих собой как бы простирающиеся в бесконечность хвосты П-образных вихрей. На режимах косо́го обтекания НВ (горизонтальный полет) циркуляция присоединенных вихрей изменяется также по азимутальному положению лопасти (по времени), в результате чего с лопасти стекают так называемые поперечные вихри. На режимах осевого обтекания НВ поперечные вихри отсутствуют.

При полете вертолета стекающие с лопасти свободные вихри уносятся от НВ вниз и назад с различными скоростями, также зависящими от радиуса и азимуталь-

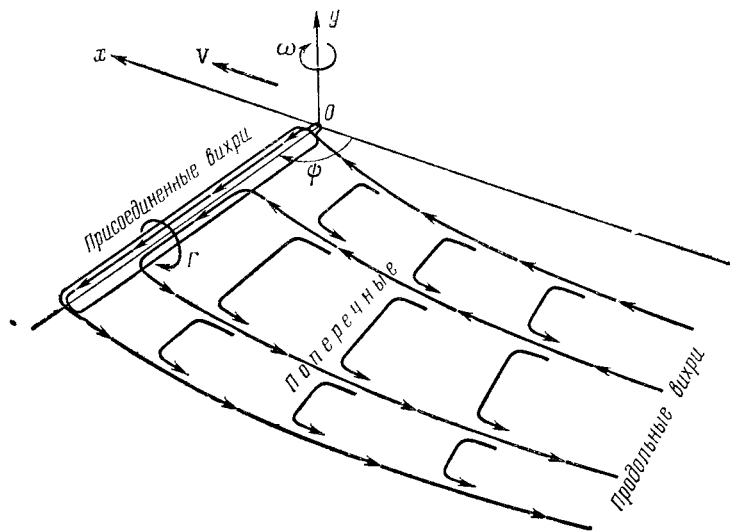


Рис. 2.5. Схема вихревой пелены НВ

ного положения сечений лопасти, с которых стекают эти вихри. Поскольку свободные вихри стекают, естественно, со всех лопастей, за НВ образуется чрезвычайно «густая» и сложная по форме вихревая пелена, которая к тому же непрерывно деформируется вследствие взаимодействия свободных вихрей.

На некотором небольшом расстоянии от лопасти вся свободная вихревая пелена начинает сворачиваться в один вихревой шнур, формирующийся в концевой части лопасти. Циркуляция стекающего с лопасти концевого вихревого шнура пропорциональна нагрузке на ометаемую винтом площадь и обратно пропорциональна числу лопастей и частоте вращения НВ.

На режимах осевого обтекания от НВ распространяется вниз колонна концевых вихревых шнуров спиралевидной формы, которые как бы намотаны на боковую поверхность цилиндра, диаметр которого несколько меньше диаметра НВ вследствие поджатия струи (рис. 2.6).

При переходе вертолета в горизонтальный полет вихревая колонна начинает скашиваться и отклоняться назад. По мере увеличения скорости полета боковые участки спиральных концевых вихревых шнуров вблизи азимутов эллиптической вихревой колонны $\psi \approx 90^\circ$ и 270° начинают существенно деформироваться и сворачиваются в мощные результирующие продольные вихревые

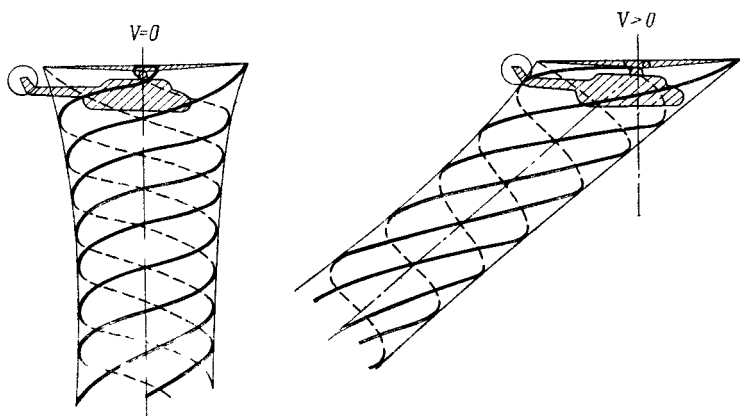


Рис. 2.6. Вихревая система НВ на режимах висения и горизонтального полета

жгуты сложной и специфичной структуры. Они связаны между собой по всей длине слоями вихревых «перемычек», которые входят в результирующие вихревые жгуты и выходят из них.

Внутри вихревой колонны, вблизи ее оси, сосредоточиваются вихревые шнуры, сходящие с корневых сечений лопастей, циркуляция которых противоположна циркуляции концевых шнуров. К корневым вихревым шнурам добавляются завихрения, создаваемые плохо обтекаемыми втулкой и автоматом перекоса НВ. На некотором удалении от НВ система корневых вихревых шнуров также обычно сворачивается в один общий вихревой жгут, однако более «рыхлый» и неустойчивый, чем концевые вихревые жгуты НВ.

Циркуляция продольных результирующих жгутов приблизительно определяется произведением циркуляции единичного шнура на их число в жгуте, которое, в свою очередь, зависит от числа лопастей, частоты вращения и радиуса винта, а также скорости полета вертолета.

Вихревая теория НВ привлекается для решения следующих основных задач аэродинамики вертолета:

расчета поля индуктивных скоростей, создаваемых винтом в плоскости его вращения и в окружающем вертолет воздушном пространстве;

определения индуктивного взаимовлияния лопастей винта, а также несущего и рулевого винтов вертолета одновинтовой схемы или несущих винтов многовинтовых вертолетов.

Индуктивные скорости, создаваемые НВ, вычисляются при определенной схематизации обтекания НВ. Существует несколько методических подходов к расчету поля индуктивных скоростей НВ, которые можно рассматривать как соответствующие разделы современной вихревой теории НВ.

В лопастной вихревой теории каждая лопасть рассматривается отдельно от остальных и характеризуется своей индивидуальной вихревой системой, представляющей собой совокупность подковообразных вихрей. В дисковой вихревой теории винт заменяется активным диском с общей для всего винта вихревой системой. В свою очередь, каждая из этих вихревых теорий может быть нелинейной, квазилинейной и линейной.

В нелинейной теории форма свободного вихревого слоя, распределение на нем циркуляции и поле индуктивных скоростей определяются совместно. При этом свободные вихри уносятся от винта с различными скоростями, образующимися при сложении скорости невозмущенного воздушного потока и возмущенных скоростей, индуцируемых всем винтом. Нелинейная вихревая теория наиболее универсальна и применяется при необходимости достаточно точного расчета с помощью мощных ЦВМ поля индуктивных скоростей тяжело нагруженного винта на малых скоростях и переходных режимах полета вертолета.

В линейной вихревой теории влиянием индуктивных скоростей на движение свободных вихрей пренебрегают, т. е. полагают, что свободная вихревая пелена уносится от НВ с постоянной скоростью, равной средней скорости протекания воздушного потока через винт. Линейная теория, естественно, значительно проще нелинейной и оправдана для сравнительно большой скорости полета вертолета, когда индуктивные скорости НВ в среднем малы по сравнению со скоростью полета.

В квазилинейной вихревой теории, как и в линейной, полагается, что свободные вихри движутся в однородном воздушном потоке, скорость которого, однако, принимается равной сумме скорости невозмущенного потока и средней по ометаемому НВ диску индуктивной скорости. Квазилинейная вихревая теория позволяет гораздо проще, то несколько менее точно, чем нелинейная, определять поле индуктивных скоростей на режимах сравнительно малых скоростей горизонтального полета вертолета.

Таким образом, в линейной и квазилинейной вихревой теориях форма и положение вихревой пелены за НВ полагаются заранее известными — свободные вихри, стекающие с лопастей, располагаются внутри наклонной цилиндрической поверхности, опирающейся сверху на окружность НВ. Система вихрей, заключенная внутри этой поверхности, называется обычно вихревой колонной или вихревым цилиндром. На режимах осевого обтекания образуется прямой, а на режимах горизонтального полета вертолета — скошенный вихревой цилиндр.

Возможна дальнейшая схематизация чрезвычайно сложной вихревой пелены НВ, которая заключается в

разделении всей совокупности свободных вихрей на два класса — примыкающих и отдаленных. К первому классу относятся вихри, непосредственно примыкающие к задней кромке рассматриваемой лопасти и сошедшие с нее за время поворота на небольшой азимутальный угол $\psi = 20...30^\circ$. Индуктивные скорости, вызываемые примыкающими к данной лопасти вихрями, называются собственными. Ко второму классу относятся все остальные свободные вихри всех лопастей НВ. Индуктивные скорости, вызываемые отдаленными вихрями, называются внешними.

Физический смысл такой схематизации свободной вихревой пелены НВ заключается в том, что вихри оказывают заметное влияние на ее аэродинамическую нагрузку только в непосредственной близости от этой лопасти. Влияние примыкающих свободных вихрей, стекающих с лопасти при изменении циркуляции, имеет тот же характер, что и при нестационарном обтекании крыла самолета.

При удалении свободных вихрей от лопасти на азимутальный угол $\Delta\psi_0 > 20-30^\circ$ их влияние существенно ослабевает и практически пропадает, но проявляется вновь, когда лопасть, сделав полный оборот, опять приближается к этим вихрям. При этом лопасть подвергается воздействию не только «своих» вихрей, но и свободных вихрей всех остальных лопастей НВ. Обтекание лопасти, движущейся в неравномерном поле скоростей, индуцированных отдаленными вихрями, подобно обтеканию крыла самолета, летящего в неспокойном воздухе (в «болтанку»). При расчете аэродинамической нагрузки на крыло часто используется известная гипотеза стационарности, согласно которой при нестационарном обтекании крыла (профиля) на него действуют такие же аэродинамические нагрузки, как если бы условия обтекания крыла в данный момент времени оставались неизменными во времени. В аспекте вихревой теории использование гипотезы стационарности означает, что влияние примыкающих к лопасти свободных вихрей не учитывается.

Определение аэродинамической нагрузки лопастей по вихревой теории НВ на основе гипотезы стационарности равносильно, таким образом, расчету поля внешних индуктивных скоростей от отдаленных вихрей.

Поскольку свободные вихри, стекающие со всех радиусов трех—пяти лопастей НВ, расположены очень густо, расчет поля внешних индуктивных скоростей обычно осуществляется на основе схемы НВ с бесконечно большим числом лопастей.

Итак, на основе расчетной схемы НВ с бесконечным числом лопастей и гипотезы стационарности определяется только основная, средняя по времени часть индуктивной скорости в пространстве около вертолета и пренебрегается периодическими пульсациями индуктивной скорости в рассматриваемых точках пространства. Этого практически оказывается достаточным для определения суммарных аэродинамических сил и моментов, действующих на несущий и рулевой винты и элементы планера вертолета, а также эффектов их аэродинамической интерференции. Расчет же истинных мгновенных индуктивных скоростей, пульсирующих во времени, требует существенно более сложной схемы НВ с конечным числом лопастей, т. е. использования лопастной вихревой теории.

На рис. 2.7 представлены характерные результаты расчета по линейной дисковой вихревой теории распределения индуктивных скоростей по ометаемому НВ диску. Видно, что значения индуктивной скорости существенно изменяются в пределах ометаемого НВ диска, т. е. по радиусу и азимутальному положению каждой лопасти винта. При этом для внешней части лопастей, создающей основную долю аэродинамической нагрузки, индуктивная скорость в общем возрастает к концу лопасти ($\bar{r} \rightarrow 1$) и по мере приближения лопасти при вращении к азимуту $\Psi \rightarrow 0$. При увеличении скорости горизонтального полета вертолета абсолютные значения и не-

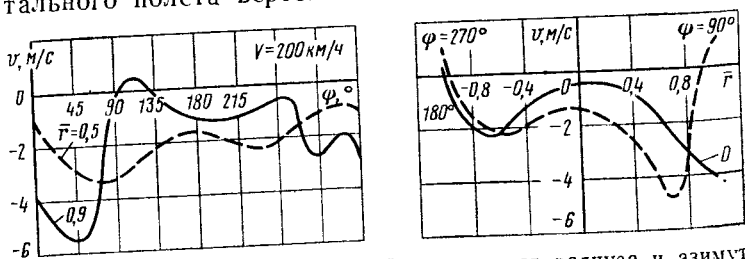


Рис. 2.7. Зависимость индуктивной скорости от радиуса и азимута вращения лопастей

равномерность распределения индуктивной скорости уменьшаются.

Отмеченный качественный характер изменения по ометаемому НВ диску средней по времени индуктивной скорости может быть в первом приближении описан гипотезой Глауэрта, согласно которой

$$v = v_0 (1 + I \bar{r} \cos \psi),$$

где v_0 — средняя по ометаемому диску индуктивная скорость, определяемая по импульсной теории НВ;

I — коэффициент индукции, зависящий главным образом от угла атаки НВ и скорости полета вертолета.

Не вдаваясь в подробности определения коэффициента I , отметим, что для условий работы НВ в горизонтальном крейсерском полете вертолета $I \approx 1$, поэтому

$$v \approx v_0 (1 + \bar{r} \cos \psi). \quad (2.26)$$

Согласно (2.26), индуктивная скорость в передней части диска при $\Psi = 180^\circ$ равна нулю, а в задней при $\Psi = 0$ — удвоенному среднему значению $2v_0$, причем в центре диска $v = v_0$.

Выражение (2.26) лишь весьма приближенно отражает истинную, достаточно сложную картину распределения индуктивных скоростей по диску НВ. Однако использование даже этого выражения заметно уточняет результаты расчетов махового движения лопастей и суммарных аэродинамических характеристик НВ, сближая их с соответствующими экспериментальными данными.

Индуктивное взаимовлияние лопастей определяется на основе лопастной вихревой теории следующим образом. Лопастки НВ движутся в потоке воздуха, возмущенном другими лопастями, а также и самими рассматриваемыми лопастями за предыдущий оборот винта. При этом основное влияние на аэродинамическую нагрузку каждой лопасти оказывают концевые вихревые шнуры лопастей и тем более результирующие вихревые жгуты всего НВ.

Каждый вихревой шнур или жгут создает (индуцирует) вокруг себя в атмосфере вращательное движение частиц воздуха. Внутри вихревого жгута (в ядре) окружающие индуктивные скорости u вращательного движения воздуха возрастают от нуля на оси жгута до максимального значения u_0 на границе ядра. Вне ядра

вихря по мере увеличения расстояния от его оси индуктивная скорость вращательного движения воздуха быстро уменьшается (рис. 2.8).

Для полубесконечного вихревого шнура с интенсивностью Γ максимальное значение индуктивной скорости u_0 определяется диаметром ядра вихря:

$$u_0 = \Gamma / (2\pi d_{\text{я}}). \quad (2.27)$$

У вертолета типа Ми-8 циркуляция концевых вихревых шнуров может достигать $20 \text{ м}^2/\text{с}$, диаметр ядра — $0,1 \text{ м}$, у вертолета типа Ми-6 соответственно $\Gamma \approx 35 \text{ м}^2/\text{с}$, $d_{\text{я}} \approx 0,2 \text{ м}$. При этом на границе ядра концевых вихревых шнуров индуцируется весьма большая скорость $u_0 \approx 30 \text{ м/с}$.

Уменьшение индуктивной скорости по мере удаления от оси вихря на расстояние l в сравнительно небольших пределах ометаемого диска НВ описывается соотношением, аналогичным (2.27): $u \approx \Gamma / (4\pi l)$.

У вертолета типа Ми-8 на расстоянии уже 1 м от оси концевого вихря $u \approx (1/20)u_0 \approx 1,5 \text{ м/с}$, так что индуктивное влияние концевых вихревых шнуров на аэродинамическую нагрузку лопасти НВ проявляется только при их непосредственном пересечении.

Анализ кинематики движения лопастей НВ и сбегających с их концов вихревых шнуров показывает, что на режимах поступательного полета вертолета «встреча» каждой лопасти хотя бы с одним концевым вихревым шнуром практически неизбежна. Количество таких неблагоприятных «встреч» за один оборот НВ, радиусы пересекающих концевые вихри сечений лопастей, интенсивность и продолжительность индуктивного воздей-

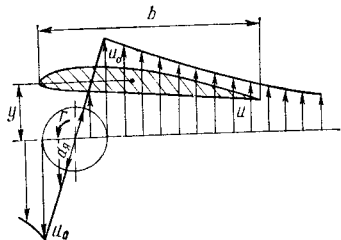


Рис. 2.8. Эпюра скоростей потока воздуха, индуцированных вихрем

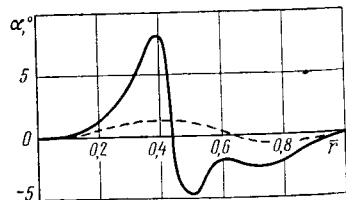


Рис. 2.9. Зависимость угла атаки от радиуса лопасти, пересекающей вихревой шнур в сечении $r \approx 0,4$.

вия концевых вихрей на лопасти весьма сложным образом определяются совокупностью геометрических параметров НВ (числа и размеров лопастей) и кинематических параметров режима полета вертолета (скорости полета, угла атаки и частоты вращения НВ). Отметим лишь общую закономерность: чем больше число лопастей НВ и меньше скорость полета вертолета, тем чаще за один оборот винта происходят сближения и «встречи» лопастей с концевыми вихревыми шнурами.

При прохождении какого-либо сечения лопасти вблизи вихревого шнура характер обтекания этого сечения существенно меняется. Происходит кратковременное скачкообразное изменение скорости обтекания и угла атаки (рис. 2.9), причем в сечениях лопасти, пересекающих ядро вихревого шнура, угол атаки (пунктирная линия) может измениться и по знаку.

Обтекание участка лопасти воздушным потоком, возмущенным предыдущими по вращению лопастями, вызывает увеличение профильного сопротивления, изменение аэродинамической нагрузки в плоскости силы тяги, шарнирного момента (рис. 2.10), уменьшение критического значения угла атаки, преждевременный местный срыв потока.

В результате сближения и «встреч» лопастей с концевыми вихревыми шнурами наблюдаются повышенный уровень динамических напряжений в лопастях, шума, создаваемого НВ, переменных усилий в системе управления. Избежать полностью этих неблагоприятных явлений невозможно, однако предпринимают попытки уменьшить интерференцию лопастей путем оптимизации их частоты вращения и формы законцовки.

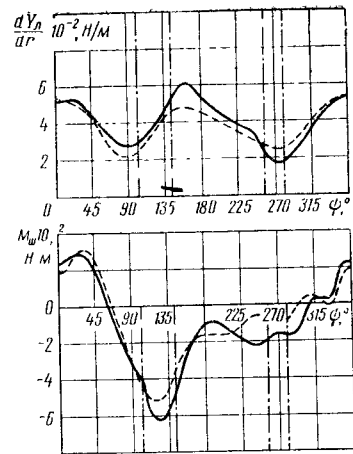


Рис. 2.10. Зависимость аэродинамической нагрузки и шарнирного момента от азимутального положения лопасти, пересекающей вихревой шнур: — без учета концевых вихрей; - - - азимуты пересечения с концевыми вихрями

МАХОВОЕ ДВИЖЕНИЕ ЛОПАСТЕЙ

3.1. УРАВНЕНИЕ МАХОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Маховое движение лопасти в плоскости силы тяги рассмотрим, выделяя на лопасти элемент длиной dr и массой dm , расположенный на расстоянии r от оси вращения (рис. 3.1). На этот элемент действуют следующие силы:

тяга dT , определяемая по формуле (1.9);

центробежная сила $dЦ = dm r \omega^2$, действующая перпендикулярно конструктивной оси вращения НВ во внешнюю сторону;

сила инерции от взмаха лопасти $dP_\beta = -dm r \ddot{\beta}$, направленная перпендикулярно оси лопасти противоположно ускорению взмаха $\ddot{\beta} = \frac{d^2 \beta}{dt^2}$ (второй производной угла взмаха по времени);

сила тяжести $dG_\perp = g dm$, где g — ускорение свободного падения.

Так как любой шарнир воспринимает и передает лишь силу, но не может передавать момент, сумма моментов всех действующих на лопасть сил относительно оси горизонтального шарнира равна нулю:

$$M_{г.ш} = \int_0^R (dT r - dЦ r \beta - dP_\beta r - dG_\perp r) = 0.$$

Определим входящие в уравнение махового движения моменты инерционных сил:

$$\int_0^R dЦ r \beta = \int_0^R dm r^2 \omega^2 \beta = I_r \omega^2 \beta; \quad \int_0^R dP_\beta r = \int_0^R dm r^2 \ddot{\beta} = I_r \ddot{\beta};$$

$$\int_0^R dG_\perp r = \int_0^R dm g r = S_r g,$$

где $I_r = \int_0^R dm r^2$ — момент инерции массы лопасти;

$S_r = \int_0^R dm r$ — статический момент массы лопасти.

Уравнение махового движения лопасти теперь можно записать в следующем виде:

$$I_r (\ddot{\beta} + \omega^2 \beta) - S_r g = \int_0^R dT r. \quad (3.1)$$

Как следует из непосредственных наблюдений за вращающимся НВ, лопасти движутся по образующей конуса, вершина которого расположена в центре втулки, а ось перпендикулярна к плоскости концов лопастей. Следовательно, каждая лопасть занимает в определенных азимутальных положениях Ψ одинаковые угловые положения β относительно плоскости вращения винта. Другими словами, маховое движение лопастей является циклическим, строго повторяющимся, а период этого цикла равен времени одного полного оборота винта. Поэтому зависимость угла взмаха лопастей от их азимутального положения можно выразить с помощью тригонометрического ряда $\beta = a_0 - a_1 \cos \Psi - b_1 \sin \Psi - a_2 \cos 2\Psi - b_2 \sin 2\Psi - \dots$

Практически для задач аэродинамики вертолета существенны лишь первые гармоники этого ряда, позволяющие определить угол взмаха с точностью до десятых долей градуса. Коэффициенты вторых и более высоких гармоник (a_2, b_2, a_3, b_3 и т. д.), как правило, на порядок меньше первых, и принимают их во внимание лишь

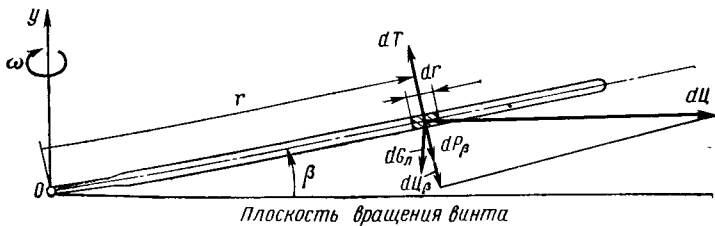


Рис. 3.1. Схема сил, действующих на элемент лопасти в плоскости взмаха

в задачах динамической прочности и вибраций конструкции вертолета. Физически это обусловлено тем, что частота собственных колебаний лопасти согласно уравнению (3.1) равна ω , поэтому наибольшую (резонансную) амплитуду вынужденных колебаний лопасть имеет при изменении момента силы тяги с частотой ω (первой гармоники).

Маховое движение лопастей относительно конструктивной плоскости вращения НВ, описываемое первыми гармониками

$$\beta \approx a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi, \quad (3.2)$$

осуществляется по образующей кругового конуса, положение оси которого oy_A определяется углами a_1 и b_1 . Ось конуса является аэродинамической осью НВ, величина a_0 — средним углом конусности, a_1 и b_1 — углами отклонения аэродинамической оси от конструктивной оси вращения НВ соответственно в продольном и поперечном направлениях (рис. 3.2). При этом положительные направления углов a_0, a_1, b_1 соответствуют взмаху лопастей вверх от конструктивной плоскости вращения винта ($+a_0$), завалу оси конуса назад ($+a_1$) и в сторону опережающей лопасти ($+b_1$).

Азимутальный угол $\Psi = \omega t$, поэтому при постоянной частоте вращения $\frac{d\Psi}{dt} = \omega$ и соответственно

$$\dot{\beta} = \frac{d\beta}{dt} = \frac{d\beta}{d\psi} \frac{d\psi}{dt} = \omega (a_1 \sin \psi - b_1 \cos \psi). \quad (3.3)$$

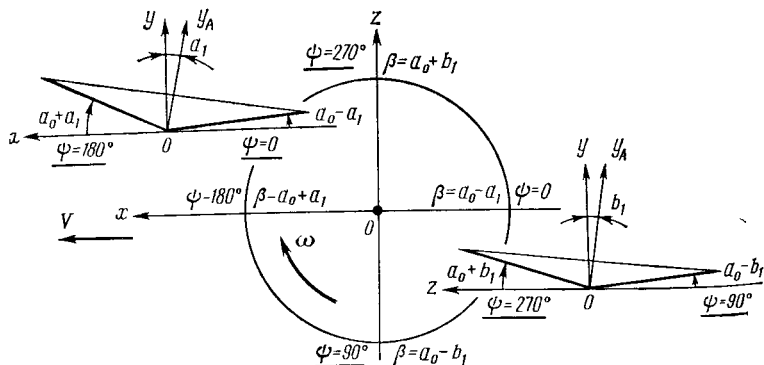


Рис. 3.2. Схема отклонения оси конуса НВ назад и вбок

Аналогичным образом

$$\ddot{\beta} = \frac{d}{dt} \dot{\beta} = \omega^2 (a_1 \cos \psi + b_1 \sin \psi). \quad (3.4)$$

Подставив выражения (3.2) и (3.4) в уравнение махового движения (3.1) и произведя необходимые преобразования, получим

$$\int_0^R dTr = I_r \omega^2 a_0 + S_r g.$$

Сумма инерционной силы махового движения и нормальной к оси лопасти составляющей центробежной силы постоянна по азимуту: $I_r \omega^2 a_0 = \text{const} (\Psi)$, хотя угол взмаха лопасти на режимах горизонтального полета вертолета существенно изменяется по азимуту (рис. 3.3). Другими словами, первая гармоника момента инерционных сил, действующих на лопасть, относительно горизонтального шарнира равна нулю. Это означает, что лопасть совершает маховое движение по первой гармонике в резонансе с частотой ω .

Следовательно, момент силы тяги лопасти относительно горизонтального шарнира не зависит от азимутального положения лопасти $\int_0^R dTr = \text{const}(\psi)$.

В этом заключается принципиальная особенность шарнирного НВ: в результате махового движения лопасти относительно горизонтального шарнира аэродинамические силы перераспределяются по лопасти таким образом, что момент силы тяги сохраняется постоянным на всех азимутах (рис. 3.4). Физически это объясняется тем, что при маховом движении лопасти в ее сечениях возникает дополнительная скорость обдувки, изменяющая угол атаки [см. (1.2) и (1.3)].

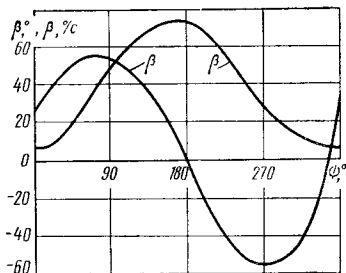


Рис. 3.3. Зависимость угла и угловой скорости взмаха от азимутального положения лопасти

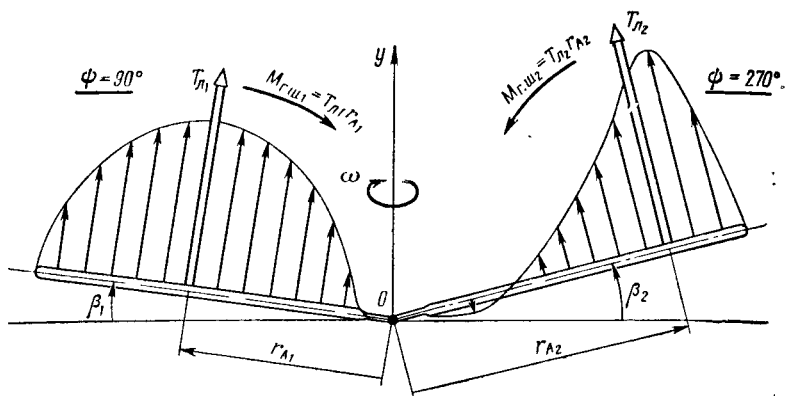


Рис. 3.4. Схема выравнивания момента силы тяги в различных азимутальных положениях лопасти

Таким образом, горизонтальный шарнир представляет собой по существу своеобразный аэродинамический регулятор, способствующий уменьшению первой гармоники изменения силы тяги лопасти и вообще выравниванию аэродинамических сил по всему ометаемому НВ диску.

Коэффициенты махового движения a_0, a_1, b_1 определяют путем несложных преобразований уравнения махового движения (3.1) на основе выражений (1.1), (1.2), (1.3), (3.2) — (3.4) и тригонометрических формул:

$$\sin^2 \psi \approx \cos^2 \psi \approx 0.5; \quad \sin \psi \cos \psi \approx 0;$$

$$\sin^3 \psi \approx (3/4) \sin \psi; \quad \cos^3 \psi \approx (3/4) \cos \psi;$$

$$\sin \psi \cos^2 \psi \approx (1/4) \sin \psi; \quad \sin^2 \psi \cos \psi \approx (1/4) \cos \psi,$$

с помощью которых отбрасывают высшие гармоники махового движения.

Вводя в рассмотрение так называемую массовую характеристику лопасти $\gamma = (\rho b C_y^a R^4) / 2I_r$ и переходя к относительным скоростям обтекания НВ — коэффициенту протекания λ и характеристике режима работы μ (см. 1.1),

преобразуем уравнение махового движения (3.1) к следующему виду:

$$\begin{aligned}
 & a_0 + \frac{1}{4} \gamma \left(1 - \frac{1}{2} \mu^2 \right) a_1 \sin \psi - \\
 & - \left[\frac{1}{4} \gamma \left(1 + \frac{1}{2} \mu^2 \right) b_1 - \frac{1}{3} \gamma \mu a_0 \right] \cos \psi = \\
 & = \gamma \left[\frac{1}{3} \lambda + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \varphi \right] - \frac{S_r g}{I_r \omega^2} + \\
 & + \frac{1}{2} \gamma \mu \left(\lambda + \frac{4}{3} \varphi \right) \sin \psi. \quad (3.5)
 \end{aligned}$$

Поскольку любое уравнение вида $A \sin \Psi + B \cos \Psi + C = D$ удовлетворяется при условиях $A=0$, $B=0$, $C=D$, приравняем в левой и правой частях уравнения (3.5) коэффициенты при $\sin \Psi$, $\cos \Psi$ и свободном члене, откуда получим искомые выражения для коэффициентов махового движения:

$$a_0 = \gamma \left[\frac{1}{3} \lambda + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \varphi \right] - (S_r g) / I_r \omega^2; \quad (3.6)$$

$$a_1 = \frac{2\mu}{1 - 0,5\mu^2} \left(\lambda + \frac{4}{3} \varphi \right); \quad (3.7)$$

$$b_1 = \frac{4}{3} \cdot \frac{1}{1 + 0,5\mu^2} \mu a_0. \quad (3.8)$$

Коэффициент a_0 , представляющий собой средний угол конусности НВ, пропорционален углу установки лопастей и вертикальной скорости протекания воздушного потока через НВ. Вместе с тем величина a_0 пропорциональна массовой характеристике лопасти, выражающей соотношение между действующими на лопасть аэродинамическими и массовыми силами.

Чем тяжелее и инерционнее в маховом движении лопасть, тем меньше величина γ , причем размеры и масса лопасти сами по себе величину γ еще не определяют. Например, для условий полета у земли массовая характеристика лопасти НВ вертолета Ми-2 равна 4, а вертолета Ми-6 — около 6. Получается, что лопасти вертолета Ми-2 в 1,5 раза инерционнее в маховом

движении лопастей вертолета Ми-6, а на первый взгляд кажется, что должно быть наоборот — ведь лопасти вертолета Ми-2 почти в 2,5 раза короче и в 10 раз легче, чем лопасти вертолета Ми-6.

Следовательно, чем легче лопасти, тем больше средний угол конусности НВ, но легкость лопастей следует оценивать не по абсолютному значению их массы, а по относительной безразмерной массовой характеристике, выражающей соотношение двух основных моментов, стремящихся повернуть лопасть относительно горизонтального шарнира, — момента силы тяги и момента центробежной силы. Влияние момента массы лопасти, описываемое членом $(S_r g)/I_r \omega^2$ в выражении (3.6), весьма мало — не более 1% от значения a_0 , поэтому в дальнейшем этим членом пренебрегаем.

Переход к стеклопластиковым лопастям НВ, масса которых значительно меньше цельнометаллических, сопровождается увеличением массовой характеристики и среднего угла конусности. Например, цельнометаллические лопасти НВ вертолета Ми-8 характеризуются значениями $G_{л} \approx 134$ кг и $\gamma \approx 4,9$, а стеклопластиковые соответственно $G_{л} \approx 116$ кг и $\gamma \approx 6,1$. Значит, при переходе к стеклопластиковым лопастям средний угол конусности НВ увеличивается примерно на 25%, что практически важно для летной эксплуатации вертолета.

Скорость полета вертолета, отражаемая членом $\mu^2 \ll 1$ в выражении (3.6), очень мало влияет на величину a_0 . Поэтому в достаточно широком диапазоне скоростей горизонтального полета $a_0 \approx \text{const}$.

В конечном счете средний угол конусности определяется радиусом, моментом инерции и числом лопастей, частотой вращения и силой тяги НВ на данном режиме полета. Зависимость величины a_0 в градусах от перечисленных параметров следующая: $a_0 \approx [40R/(I_r z_{л} \omega^2)] T$.

Коэффициенты a_1 и b_1 махового движения, представляющие собой углы отклонения оси конуса лопастей от конструктивной оси вращения НВ назад и вбок, согласно выражениям (3.7) и (3.8) пропорциональны характеристике режима работы НВ (относительной скорости полета вертолета). При этом коэффициент a_1 не зависит от инерционных свойств лопастей и определяется только кинематическими параметрами режима полета, а коэффициент b_1 зависит от инерционных

свойств и аэродинамических характеристик лопастей через коэффициент a_0 .

Коэффициенты махового движения a_1 и b_1 выравнивают аэродинамическую несимметрию обтекания НВ в режимах горизонтального полета, благодаря чему момент силы тяги лопастей, движущихся по закону первой гармоники (3.2), относительно горизонтального шарнира оказывается постоянным по азимуту.

Чтобы убедиться в справедливости этой важной особенности аэродинамики НВ, рассмотрим условия обтекания лопастей в характерных азимутальных положениях:

$$\psi = 90^\circ \rightarrow U_x = \omega R (\bar{r} + \mu), \quad U_y = \omega R (\lambda - a_1 \bar{r});$$

$$\psi = 270^\circ \rightarrow U_x = \omega R (\bar{r} - \mu), \quad U_y = \omega R (\lambda + a_1 \bar{r}).$$

Определим на двух указанных азимутах значения интеграла момента силы тяги лопасти

$$\int_0^R dT r = 0,5 C_y \rho b \int_0^R (\varphi U_x^2 + U_x U_y) r dr$$

и вычислим их разность

$$\Delta M_a = \left(\int_0^R dT r \right)_{\psi=90^\circ} - \left(\int_0^R dT r \right)_{\psi=270^\circ}.$$

После несложных преобразований

$$\Delta M_a = \frac{2\mu}{1 - 0,5\mu^2} \left(\lambda + \frac{4}{3} \varphi \right) - a_1 = 0.$$

Таким образом, отклонение оси конуса вращения лопастей назад на угол a_1 выравнивает аэродинамическую несимметрию обтекания НВ, вызванную различием скоростей набегающего воздушного потока на азимутах $\Psi = 90^\circ$ и $\Psi = 270^\circ$.

Рассмотрим теперь два других характерных азимутальных положения:

$$\psi = 0 \rightarrow U_x = \omega R \bar{r}, \quad U_y = \omega R (\lambda + b_1 \bar{r} - \mu a_0);$$

$$\psi = 180^\circ \rightarrow U_x = \omega R \bar{r}, \quad U_y = \omega R (\lambda - b_1 \bar{r} + \mu a_0).$$

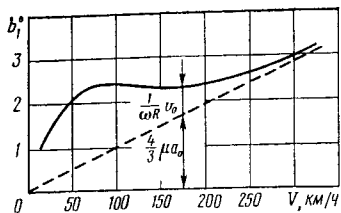


Рис. 3.5. Зависимость коэффициента махового движения от скорости полета

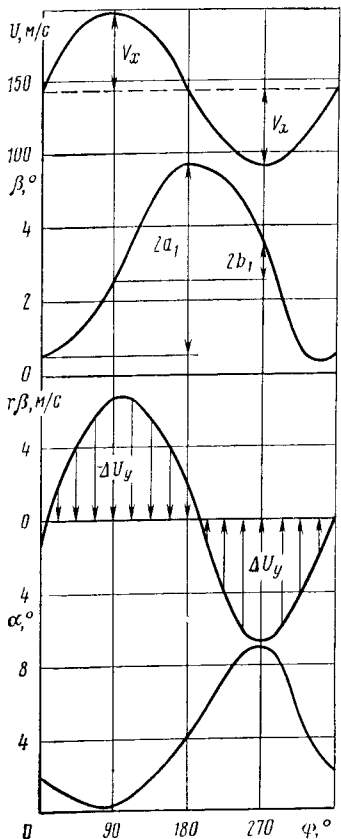


Рис. 3.6. Зависимость компонентов махового движения от азимутального положения лопасти

Выполняя аналогичные преобразования, получим

$$\begin{aligned} \Delta M_a &= (M_a)_{\psi=0} - (M_a)_{\psi=180} = \\ &= \frac{4}{3} \mu a_0 - b_1 = 0. \end{aligned}$$

Следовательно, отклонение оси конуса вбок в сторону опережающей лопасти на угол b_1 выравнивает аэродинамическую несимметрию обтекания НВ, вызванную наличием среднего угла конусности. При этом коэффициент b_1 существенно зависит от неравномерности распределения индуктивной скорости по ометаемой площади НВ. Если, например, воспользоваться приближенной математической моделью (2.27) продольного перекоса поля индуктивных скоростей НВ, значения b_1 изменятся, как показано на рис. 3.5, что соответствует экспериментальным данным. Влияние неравномерности индуктивных скоростей на коэффициент махового движения a_1 весьма незначительно.

Характер и закономерности махового движения проанализируем с помощью рис. 3.6, на котором кинематические параметры соответствуют характерному сечению $r=0,7$ лопасти НВ вертолета типа Ми-8 при $V \approx 200$ км/ч.

При вращательном дви-

жении лопасти от заднего положения по воздушному потоку ($\Psi=0$) до азимутального положения перпендикулярно к воздушному потоку ($\Psi=90^\circ$) скорость обтекания сечений лопасти $U_x = \omega r + V_x \sin \Psi$ увеличивается. Соответственно увеличиваются сила тяги лопасти, пропорциональная U_x^2 , и момент этой силы относительно горизонтального шарнира. Под действием прироста аэродинамического момента лопасть взмахивает вверх от плоскости вращения, при этом сечения лопасти дополнительно обдуваются сверху со скоростью махового движения $-r \beta$, что вызывает уменьшение истинных углов атаки. В азимуте $\Psi=90^\circ$ скорости обтекания сечений лопасти максимальны, а углы атаки, наоборот, минимальны.

При дальнейшем вращательном движении лопасти от $\Psi=90^\circ$ до $\Psi=180^\circ$ скорости обтекания сечений лопасти начинают уменьшаться, а углы атаки соответственно увеличиваться. Под действием сохраняющегося прироста момента силы тяги относительно горизонтального шарнира лопасть продолжает маховое движение вверх. При $\Psi=180^\circ$ скорость обтекания $U_x = \omega r$ такая же, как и при $\Psi=0$, скорость взмаха близка к нулю, а угол взмаха — к максимальному значению.

С переходом в правую половину ометаемого винтом диска лопасть начинает опускаться под действием уменьшающегося аэродинамического момента; при этом сечения лопасти дополнительно обдуваются снизу, что вызывает увеличение углов атаки. В азимуте $\Psi=270^\circ$ скорости обтекания и взмаха сечений лопасти минимальны, а углы атаки близки к максимальным.

Важно заметить, что при равных по значению вертикальных скоростях обдувки лопасти от махового движения на азимутах $\Psi=90^\circ$ и $\Psi=270^\circ$ приращения углов атаки на этих азимутах неодинаковы. Вследствие значительного различия скоростей U_x углы атаки сечений лопасти при $\Psi=270^\circ$ возрастают в несколько раз больше, чем уменьшаются при $\Psi=90^\circ$. Именно поэтому на режимах горизонтального полета с достаточно большой скоростью углы атаки концевых сечений отстающих лопастей в окрестности азимутального положения $\Psi=270^\circ$ превышают критическое значение, что вызывает

ет образование характерной зоны срыва потока (см. рис. 1.13).

Наконец, при движении лопасти от азимута $\Psi=270^\circ$ к $\Psi=360^\circ$ скорости обтекания и взмаха увеличиваются, углы атаки и взмаха уменьшаются, стремясь к тем значениям, которые они имели при $\Psi=0$ (360°). При последующих оборотах НВ происходит повторение описанного цикла махового движения.

Таким образом, основные закономерности махового движения следующие:

машущие лопасти вращаются по образующей кругового конуса, ось которого на режимах горизонтального полета отклонена назад и вбок от конструктивной оси вращения НВ. Отклонения оси конуса в указанных направлениях возрастают с увеличением углов атаки и общего шага НВ, скорости полета вертолета;

маховое движение лопастей происходит в основном по первой гармонике, т. е. с частотой оборотов НВ. При этом момент силы тяги относительно горизонтального шарнира сохраняется постоянным во всех азимутальных положениях;

маховое движение способствует выравниванию силы тяги лопасти по ее азимутальному положению (рис. 3.7), существенному уменьшению первой гармоники изменения силы тяги, характерной для условий бесшарнирного закрепления лопасти ко втулке (штриховая линия), появлению заметной второй гармоники;

вследствие махового движения углы атаки концевых сечений отстающих лопастей в окрестности азимута $\Psi=270^\circ$ резко возрастают вплоть до закритических значений, что вызывает образование зоны срыва потока. При увеличении углов атаки и общего шага НВ, а также скорости полета вертолета маховое движение лопастей становится более интенсивным, что способствует расширению зоны срыва потока;

шарнирно закрепленные лопасти не передают на втулку НВ и конструкцию вертолета существенных по значению и переменных по азимуту изгибающих моментов. Если бы горизонтальные шарниры отсутствовали и лопасти крепились к втулке жестко, переменные моменты создавали бы высокий уровень динамических напряжений в комлевых частях лопастей и вызывали опрокидывание вертолета по крену (рис. 3.8).

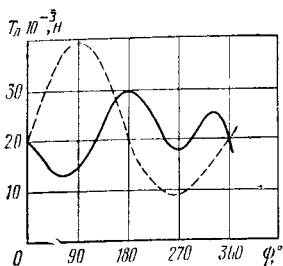


Рис. 3.7. Зависимость силы тяги от азимутального положения лопасти на режиме крейсерского полета:
 — — — — жесткое крепление лопасти к втулке

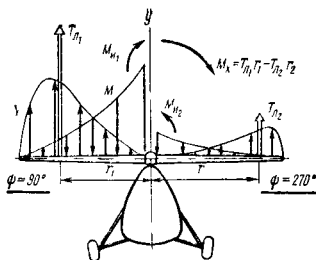


Рис. 3.8. Схема возникновения опрокидывающего момента при жестком креплении лопастей

Получающий распространение в современном вертолетостроении так называемый бесшарнирный (одношарнирный) НВ действительно не имеет горизонтальных и вертикальных шарниров, роль которых, однако, выполняют специальные упругие элементы. Вследствие упругости этих элементов лопасти бесшарнирного НВ совершают маховое движение почти так же, как и на классическом шарнирном НВ, хотя, конечно, бесшарнирный НВ обладает и определенными особенностями.

3.2. МАХОВОЕ ДВИЖЕНИЕ ЛОПАСТЕЙ ПРИ КРИВОЛИНЕЙНОМ ДВИЖЕНИИ ВЕРТОЛЕТА

Криволинейное движение вертолета в пространстве при выполнении различных маневров характеризуется угловыми скоростями тангажа ω_z (положительная — на кабрирование) и крена ω_x (положительная — на крен вправо). При этом, как правило, $\omega_x, z \ll \omega$.

При вращательном движении оси НВ в пространстве с угловыми скоростями ω_z и ω_x на элемент лопасти, выделенный ранее на рис. 3.1, действуют дополнительные аэродинамическая и инерционные силы. Возникновение дополнительной аэродинамической силы обусловлено изменением вертикального компонента скорости обдувки элемента лопасти на величину (рис. 3.9)

$$\Delta U_y = \omega_z r \cos \psi - \omega_x r \sin \psi \quad (3.9)$$

кориолисово ускорение направлено вниз и вызывает соответствующие инерционные кориолисовы силы:

$$\left. \begin{aligned} dK_{\omega_z} &= -2dm\omega r \omega_z \sin \psi; \\ dK_{\omega_x} &= -2dm\omega r \omega_x \cos \psi, \end{aligned} \right\} \quad (3.11)$$

изменяющие маховое движение лопасти.

При кабрировании вертолета на опережающую лопасть, находящуюся в азимутальном положении $\psi=90^\circ$, действует момент кориолисовых сил, стремящийся опустить лопасть вниз. Поэтому максимальный дополнительный угол взмаха лопасти вниз получается в азимуте $\psi=180^\circ$, а максимальный дополнительный угол взмаха вверх — соответственно в азимуте $\psi=0$. В результате при кабрировании вертолета конус вращения лопастей НВ дополнительно отклоняется вперед, т. е. ось конуса отстает от движения назад конструктивной оси НВ.

При кренении вертолета вправо на лопасть, находящуюся в азимуте $\psi=0$, действует момент кориолисовых сил, стремящийся опустить ее вниз. В результате ось конуса дополнительно отклоняется влево, также отставая от движения конструктивной оси НВ.

Приращения коэффициентов махового движения, обусловленные криволинейным движением вертолета, определяют подстановкой выражений (3.9)—(3.11) в уравнение махового движения (3.1) и путем соответствующих преобразований этого уравнения:

$$\left. \begin{aligned} \Delta a_0 &= -\frac{1}{6\omega} \gamma \mu \omega_x; \\ \Delta a_1 &= -\frac{1}{\omega(1-0,5\mu^2)} \left(\omega_x + \frac{8}{\gamma} \omega_z \right); \\ \Delta b_1 &= -\frac{1}{\omega(1+0,5\mu^2)} \left(\omega_z - \frac{8}{\gamma} \omega_x \right). \end{aligned} \right\} \quad (3.12)$$

При интенсивном кренении вертолета изменение среднего угла конусности Δa_0 не превышает нескольких сотых долей градуса, чем, конечно, можно пренебречь. Основное практическое значение имеет отклонение оси конуса лопастей в продольном и поперечном направлениях, определяемое приращениями коэффициентов махового движения Δa_1 и Δb_1 .

Как следует из выражений (3.12), при кабрировании вертолета ось конуса лопастей отклоняется от конструктивной оси НВ вперед ($-\Delta a_1$) и вправо ($-\Delta b_1$), при пикировании ось конуса отклоняется назад ($+\Delta a_1$) и влево ($+\Delta b_1$). При кренении вертолета вправо ось конуса отклоняется влево ($+\Delta b_1$) и вперед ($-\Delta a_1$), при кренении вертолета влево ось конуса отклоняется от конструктивной оси НВ вправо ($-\Delta b_1$) и назад ($+\Delta a_1$).

Таким образом, при вращении конструктивной оси НВ вместе с вертолетом в каком-либо направлении ось конуса лопастей отстает в этом направлении (отклоняется относительно вала НВ в обратную сторону) и, кроме того, наклоняется в направлении, перпендикулярном к вращению вертолета. Другими словами, при повороте вала НВ в пространстве ось конуса лопастей следует за валом с некоторым отставанием и наклоном в сторону.

Угол сдвига фаз между отклонением вала НВ и осью конуса лопастей

$$\Delta\psi_k = \arctg(\Delta b_1/\Delta a_1) \approx \arctg(\gamma/8)$$

в случае вращения вертолета по тангажу и $\Delta\psi_k = \arctg(\Delta a_1/\Delta b_1) \approx \arctg(-\gamma/8)$ в случае вращения вертолета по крену.

Как следует из предыдущего анализа, отставание оси конуса НВ обусловлено действием на лопасти инерционных, а наклон в сторону — аэродинамических сил. При этом в реальном диапазоне значений массовой характеристики $\gamma=4\ldots 6$ инерционные силы влияют на движение оси конуса лопастей в 1,5—2 раза сильнее, чем

аэродинамические силы, соответственно угол $\Delta\psi_k$ составляет 25—35°.

Отставание оси конуса лопастей от вала НВ определяет демпфирующий момент M_d , создаваемый НВ при криволинейном движении вертолета (рис. 3.10), и играет важную положительную роль в его динамической устойчивости. Демп-

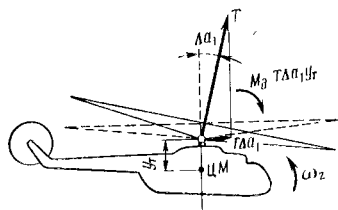


Рис. 3.10. Схема возникновения и действия демпфирующего момента НВ:

$$- - - - - M_d = 0$$

фирование, создаваемое НВ, тем больше, чем энергичнее выполняется криволинейный маневр вертолета с угловыми скоростями ω_z и ω_x и чем меньше частота вращения НВ и массовая характеристика γ .

Отклонение оси конуса лопастей в направлении, перпендикулярном направлению вращения вала НВ, характеризует перекрестные связи, количественное влияние которых на маневрирование вертолета по сравнению с другими аэродинамическими и инерционными перекрестными связями невелико.

3.3. КАЧАНИЕ ЛОПАСТИ В ПЛОСКОСТИ ВРАЩЕНИЯ

Движение лопасти в плоскости вращения относительно вертикального шарнира рассмотрим на основе расчетной схемы (рис. 3.11). Угол качания ξ измеряется между продольной осью лопасти и прямой OB , соединяющей ось вертикального шарнира лопасти и вращения НВ. Значения угла ξ считаются положительными, если лопасть при вращении отклоняется назад (отстает) от линии OB .

Для демпфирования колебаний лопасти относительно вертикального шарнира и предотвращения опасных самовозбуждающихся колебаний вертолета на земле (земного резонанса) установлен гидравлический или пружинно-гидравлический демпфер вертикального шарнира. Принцип действия его заключается в поглощении кинетической энергии колебаний лопасти, преобразовании ее в тепловую энергию и рассеивании в атмосферном воздухе. Демпфирующий момент, создаваемый гидравлическим демпфером относительно оси вертикального шарнира, пропорционален угловой скорости колебаний лопасти в плоскости вращения:

$$M_d = -K_d \dot{\xi}. \quad (3.13)$$

Для конкретного демпфера и заданных условий полета вертолета коэффициент демпфирования K_d может считаться примерно постоянным. На элемент лопасти длиной dr и массой dm , расположенный на расстоянии r от оси вращения НВ, действуют следующие силы:

аэродинамическое лобовое сопротивление dQ , определяемое по формуле (1.10);

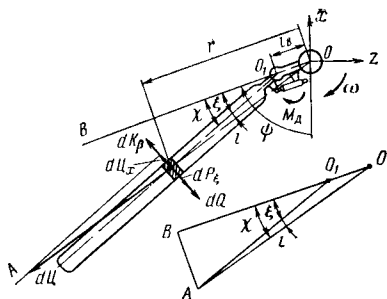


Рис. 3.11. Схема качания лопасти относительно ВШ в плоскости вращения

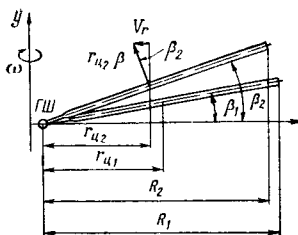


Рис. 3.12. Схема возникновения кориолисовой силы в плоскости вращения при маховом движении лопасти

центробежная $dC = dm r \omega^2$, направленная по прямой OA , соединяющей центр массы выделенного элемента лопасти и ось вращения OB ;

инерционная $dP_\epsilon = -dm r \ddot{\epsilon}$, направленная перпендикулярно оси лопасти противоположно ускорению $r \ddot{\epsilon}$;

кориолисова сила dK_β , требующая опять специального пояснения.

Возникновение кориолисовой силы в данном случае нагляднее всего объясняется законом сохранения момента количества движения, согласно которому $m_l \omega R r_c = m_l \omega R_1 r_{c1} = m_l \omega R_2 r_{c2} = \text{const}$. Произведение массы лопасти m_l на окружную скорость вращения ωR представляет собой количество движения OB , а произведение этой величины на радиус центра масс лопасти r_c — момент количества движения.

При взмахе лопасти вверх значения r_c и R уменьшаются (рис. 3.12), т. е. происходит торможение движения, поэтому согласно закону сохранения момента количества движения возникает сила инерции, направленная по вращению OB . При взмахе лопасти вниз появляется сила инерции, направленная против вращения OB . Это и есть кориолисова сила $K_\beta = m_l \omega_K$, а значение кориолисова ускорения ω_K определяют по изложенному выше правилу.

Относительную или радиальную скорость центра масс лопасти V_r вычисляют из кинематических соотношений, показанных на рис. 3.12: $V_r = -r_c \dot{\beta}$. Элементарная ко-

риолисова сила $dK_{\beta} = -2dm\omega r\dot{\beta}$. Момент этой силы относительно вертикального шарнира

$$M_k = \int_{I_B}^R dK r = -2I_B \omega \dot{\beta}, \quad (3.14)$$

где $I_B = \int_{I_B}^R dm (r - I_B)^2$ — момент инерции массы лопасти относительно вертикального шарнира.

Подставляя в формулу (3.14) выражения (3.2) и (3.3) для угла и угловой скорости взмаха лопасти, получим

$$M_k = 2I_B \omega^2 [a_0 b_1 \cos \psi - a_0 a_1 \sin \psi - a_1 b_1 \cos 2\psi + 0,5(a_1^2 - b_1^2) \sin 2\psi].$$

Таким образом, кориолисова сила и ее момент относительно вертикального шарнира не имеют постоянной составляющей и пульсируют при вращении лопасти с частотой первой и второй гармоник:

$$M_k = M_{k1} \sin(\psi + g_1) + M_{k2} \sin(2\psi + g_2).$$

Амплитуды гармоник момента кориолисовой силы вычисляют по формулам:

$$M_{k1} = 2I_B \omega^2 a_0 \sqrt{a_1^2 + b_1^2}, \quad M_{k2} = I_B \omega^2 (a_1^2 + b_1^2),$$

а углы сдвига фаз g_1 и g_2 в данном случае не представляют интереса.

Момент аэродинамических сил сопротивления, также возбуждающий колебания лопасти в плоскости вращения, определяют по формулам (1.1) — (1.4), (1.6), (1.10), (1.11), (3.2), (3.3). Как следует из рассмотрения структуры этих формул и соответствующих экспериментальных данных, аэродинамический момент M_a пульсирует относительно некоторого среднего значения M_{Q_0} с частотами первой и второй гармоник:

$$M_Q = M_{Q_0} + M_{Q1} \sin(\psi + \rho_1) + M_{Q2} \sin(2\psi + \rho_2).$$

Стабилизирующий момент элементарной центробежной силы относительно вертикального шарнира определяется (см. рис. 3.11) значением перпендикулярного к лопасти компонента $d\Pi_x = d\Pi \sin i$. Для вычисления угла

i воспользуемся следующими геометрическими соотношениями:

$$\begin{aligned}
 AB &= OB \sin \gamma = O_1 B \sin \xi \approx r \gamma \approx (r - l_B) \xi; \\
 \gamma &= [(r - l_B)/r] \xi = [1 - (l_B/r)] \xi; \\
 i &= 180^\circ - \angle AO_1O - \gamma = 180^\circ - (180^\circ - \gamma) - \gamma = \\
 &= \xi - \gamma = (l_B/r) \xi.
 \end{aligned}$$

При этом стабилизирующий компонент центробежной силы

$$dL_x \approx dm \omega^2 i r \approx dm \omega^2 l_B \xi,$$

а момент центробежной силы лопасти относительно вертикального шарнира

$$M_{ц} = S_B l_B \omega^2 \varepsilon, \quad (3.15)$$

где $S_B = \int_{l_B}^R dm (r - l_B)$ — статический момент массы лопасти относительно вертикального шарнира.

Уравнение качания лопасти в плоскости вращения составляется из условия, что сумма моментов всех действующих на лопасть сил относительно оси вертикального шарнира плюс момент демпфера равны нулю:

$$M_Q + M_k + M_{ц} + M_{нн} + M_d = 0. \quad (3.16)$$

Воспользовавшись формулами (3.13) и (3.15), запишем уравнение (3.16) в следующем виде:

$$I_B \ddot{\xi} + K_d \dot{\xi} + S_B l_B \omega^2 \xi = M_k + M_Q. \quad (3.17)$$

Это линейное дифференциальное уравнение колебаний, правая часть которого содержит постоянную аэродинамическую составляющую и переменные (циклические) составляющие инерционной и аэродинамической природы. Соответственно угол качания лопасти может быть выражен в виде тригонометрического ряда

$$\xi = \xi_0 + \xi_1 \sin(\psi + p_1) + \xi_2 \sin(2\psi + p_2). \quad (3.18)$$

Анализ количественных значений амплитуд ξ_i ряда (3.18) для широкого диапазона эксплуатационных режимов полета свидетельствует о том, что средний угол от-

ставания лопасти в плоскости вращения ξ_0 на порядок превосходит амплитуду первой ξ_1 и на два порядка амплитуду второй гармоники ξ_2 качания лопасти относительно вертикального шарнира. Угол ξ_0 пропорционален крутящему моменту (среднему моменту сопротивления вращению) НВ и составляет 5—10°. Удержание лопасти при вращении в среднем угловом положении, не достигающем углового положения заднего упора вертикального шарнира, физически обусловлено мощным стабилизирующим моментом центробежной силы.

Небольшая амплитуда качания лопасти в плоскости вращения объясняется главным образом несовпадением частот собственных колебаний лопасти и возбуждающего момента в отличие от резонансного махового движения лопасти по первой гармонике в плоскости силы тяги. Согласно уравнению (3.17), частота собственных колебаний лопасти в плоскости вращения $\omega \sqrt{(S_{в/в})/I_{в}} = (0,25 \dots 0,3)\omega$. Поэтому лопасть далеко «отстроена» от резонанса с частотами ω и тем более 2ω (первой и второй гармоник), с которыми моменты кориолисовых и аэродинамических сил возбуждают ее колебания. Кроме того, на значительной части ометаемого несущим винтом диска переменные моменты кориолисовых и аэродинамических сил действуют в противофазе, частично компенсируя друг друга.

Таким образом, угловая скорость качания лопасти в плоскости вращения $\dot{\xi}_{\max} = \omega (\xi_1 + \xi_2) \approx 0,005\omega$ пренебрежимо мала по сравнению с угловой скоростью вращения НВ и не оказывает заметного влияния на аэродинамические характеристики лопасти.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ НЕСУЩИМ ВИНТОМ

4.1. ОСОБЕННОСТИ И КИНЕМАТИКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Управление вертолетом в пространстве осуществляется изменением значения и направления равнодействующей аэродинамической силы НВ, а также изменением значения силы тяги рулевого винта. Управление несущим винтом выполняется следующим образом:

одновременное изменение на одинаковое значение угла установки всех лопастей (управление общим шагом), что вызывает соответствующее изменение силы тяги НВ и движение вертолета вверх-вниз по вертикали;

отклонение тарелки автомата перекоса в продольной плоскости симметрии вертолета, что вызывает циклическое изменение углов установки лопастей при их вращении, соответствующее отклонение равнодействующей аэродинамической силы НВ в продольной плоскости и создание управляющего момента тангажа на кабрирование или пикирование;

отклонение тарелки автомата перекоса в поперечной плоскости, что вызывает соответствующее отклонение равнодействующей силы НВ и создание управляющего поперечного момента на правый или левый крен.

По сравнению с самолетом управление вертолетом имеет следующие характерные особенности:

несущая система вертолета подвижна относительно фюзеляжа и выполняет одновременно функции рулей;

продольное и поперечное управление осуществляется не двумя, как у самолета, а одним органом — автоматом перекоса;

эффективность органов управления у самолета пропорциональна скоростному напору. У вертолета эта зависимость незначительна;

рулевые приводы системы управления вертолета нагружаются периодическими силами от лопастей. В системе управления самолета таких сил практически нет.

Автомат перекоса представляет собой механизм уп-

равления общим и циклическим шагом НВ, позволяющий изменять значение и направление равнодействующей аэродинамических сил НВ.

Автомат перекося установлен на верхней крышке главного редуктора и передает движение с невращающихся элементов системы управления на вращающиеся лопасти (рис. 4.1). Вал НВ проходит внутри направляющей ползуна общего шага, закрепленной на фланце главного редуктора. По направляющей перемещается ползун 7 с шарнирно присоединенным к нему внутренним невращающимся кольцом 8, а также качалками продольного и поперечного управления. Внутреннее кольцо связано подшипником с наружным вращающимся кольцом 3, которое может отклоняться в двух плоскостях. Наружное кольцо (тарелка) автомата перекося приводится во вращение поводком 2, соединенным с валом НВ. Концевые шарниры вращающейся тарелки связаны тягами 1 с рычагами 4 поворота лопастей.

Автомат перекося управляется гидроусилителями, воздействующими на тяги поперечного 5 и продольного управления, а также рычаг общего шага 6. При отклонении последнего ползун автомата перекося движется вверх или вниз по направляющей, при этом все вертикальные тяги перемещаются на одинаковое расстояние и поворачивают с помощью рычагов все лопасти на одинаковый угол φ_0 . Управление общим шагом НВ сопровождается также изменением мощности двигателей.

При отклонении тяги продольного управления внутреннее невращающееся кольцо автомата перекося поворачивается на угол α , что вызывает поворот наружного вращающегося кольца в том же направлении на тот же

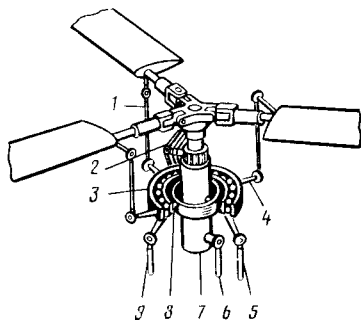


Рис. 4.1. Схема автомата перекося

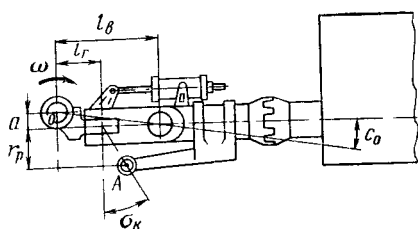


Рис. 4.2. Схема шарнирного крепления лопасти

угол. Благодаря этому при вращении НВ вертикальные тяги перемещаются вверх-вниз на различное расстояние и поворачивают с помощью рычагов лопасти на различный в каждом азимутальном положении ψ , угол $\varphi_{ц}$. В некотором азимутальном положении угол установки лопасти минимальный, затем по мере ее вращения угол возрастает, достигая через пол-оборота НВ максимального значения, а в течение следующей половины оборота НВ угол установки лопасти уменьшается до исходного минимального значения. Аналогичным образом изменяется угол установки лопастей при отклонении тяги поперечного управления на угол η . Так происходит управление циклическим шагом НВ (цикл изменения угла установки лопастей соответствует обороту НВ).

Расположение на втулке НВ шарниров и рычагов поворота лопастей (рис. 4.2) играет важную роль в кинематике системы управления вертолета.

Середины проушин горизонтальных шарниров смещены от оси вала НВ на расстояние a , благодаря чему горизонтальные шарниры оказываются повернутыми относительно радиального направления на угол c_0 . На крейсерских режимах горизонтального полета вертолета этот угол примерно равен среднему углу отставания лопасти при ее качании в плоскости вращения.

Параметр a выбирают из условия, что на основных крейсерских режимах горизонтального полета равнодействующая аэродинамической силы сопротивления и центробежной силы лопасти, проходящая через ось вертикального шарнира, была направлена посередине проушины. Это обеспечивает равномерное распределение нагрузки между подшипниками ГШ.

Шарнир рычага поворота лопасти (точка A) смещен относительно оси горизонтального шарнира на расстоя-

ние r_p и угол σ_k , благодаря чему при маховом движении лопасти изменяется угол ее установки. Для разъяснения этого допустим, что лопасть взмахнула вверх на угол β . Если бы шарнир A рычага поворота лопасти не был связан тягой с подвижным кольцом автомата перекоса, он также поднялся бы вверх на величину $\Delta s = r_p \text{tg} \sigma_k \beta$, а угол установки лопасти при этом не изменился. Но так как шарнир A подняться фактически не может, при взмахе лопасть повернется относительно осевого шарнира на угол $\Delta \varphi_k = -\Delta s / r_p = -\text{tg} \sigma_k \beta$ (знак минус показывает, что при взмахе лопасти вверх ее угол установки уменьшается). Параметр $\bar{k} = \text{tg} \sigma_k$ называется коэффициентом компенсатора взмаха ($\bar{k} = 0,4 \dots 0,6$).

Таким образом, угол установки лопасти в характерном сечении $r = 0,7$ определяется углом φ_0 общего шага НВ, положением автомата перекоса и действием компенсатора взмаха:

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_{\text{ц}} + \Delta \varphi_k = \varphi_0 - \Theta_1 \sin \psi - \Theta_2 \cos \psi - \bar{k} \beta, \quad (4.1)$$

где Θ_1 и Θ_2 — амплитуды задаваемых автоматом перекоса углов установки циклического шага на азимутах $\varphi = 270^\circ$ и 180° .

Кинематическая связь амплитуд циклического шага Θ_1 и Θ_2 с углами продольного и поперечного отклонения автомата перекоса χ и η устанавливается с помощью рис. 4.3, на котором через $R_{\text{а.п}}$ обозначен радиус автомата перекоса. Лопасти показаны в азимутальных положениях $\psi = 180^\circ$ и 270° , в которых $\varphi_{\text{ц}} = \Theta_2$ и Θ_1 . При этом втулка и автомат перекоса повернуты к продольной оси вертолета на углы $180^\circ + c_0$ и $270^\circ + c_0$.

Оси управления, относительно которых осуществляется наклон управляющей тарелки автомата перекоса, повернуты относительно продольной и поперечной осей вертолета на угол опережения $\Delta \psi_{\text{упр}}$, значение которого будет далее разъяснено. Угол χ считается положительным при отклонении автомата перекоса назад (кабрирование вертолета), а угол η — при отклонении автомата перекоса влево (левый крен). Поскольку эти углы не превышают нескольких градусов, их синусы и тангенсы вполне можно заменять аргументами. Угол σ_1 определяет положение шарнира рычага поворота.

При отклонении автомата перекоса назад на угол χ точки A_1 и A_2 сочленения вертикальных тяг с рычагами

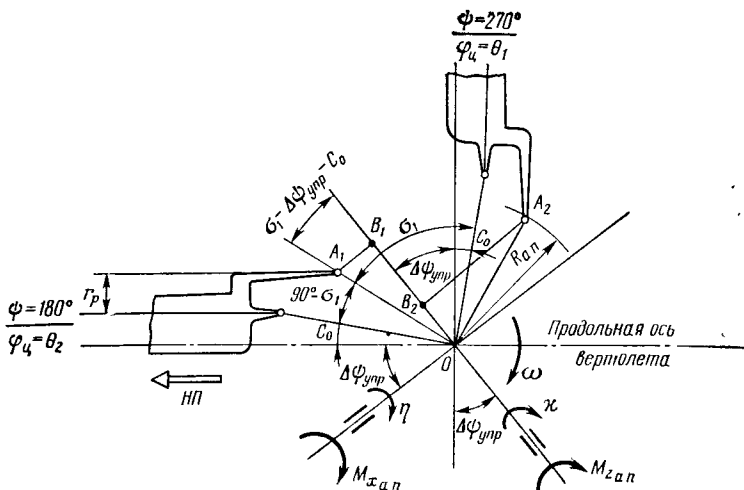


Рис. 4.3. Геометрическая схема втулки и автомата перекоса при виде сверху

поворота лопастей переместятся в направлении оси вала НВ на расстояния:

$$h_1 = A_1 B_1 x = R_{a.n} \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{yupr} - c_0) x;$$

$$h_2 = -A_2 B_2 x = -R_{a.n} \cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{yupr} - c_0) x.$$

В результате лопасти будут иметь следующие углы установки соответственно в азимутах 180 и 270°:

$$\left. \begin{aligned} \theta_2^{(x)} &= \frac{h_1}{r_p} = \frac{R_{a.n}}{r_p} \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{yupr} - c_0) x = \overline{D}_2 x; \\ \theta_1^{(x)} &= \frac{h_2}{r_p} = -\frac{R_{a.n}}{r_p} \cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{yupr} - c_0) x = -\overline{D}_1 x. \end{aligned} \right\} (4.2)$$

При отклонении автомата перекоса влево на угол η :

$$\left. \begin{aligned} \theta_2^{(\eta)} &= \frac{R_{a.n}}{r_p} \cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{yupr} - c_0) \eta = \overline{D}_1 \eta; \\ \theta_1^{(\eta)} &= \frac{R_{a.n}}{r_p} \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{yupr} - c_0) \eta = \overline{D}_2 \eta. \end{aligned} \right\} (4.3)$$

Кинематические коэффициенты

$$\left. \begin{aligned} \overline{D}_1 &= -\frac{\theta_1}{\alpha} = \frac{\theta_2}{\eta} = \frac{R_{a.п}}{r_p} \cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0); \\ \overline{D}_2 &= \frac{\theta_1}{\eta} = \frac{\theta_2}{\alpha} = \frac{R_{a.п}}{r_p} \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0) \end{aligned} \right\} (4.4)$$

представляют собой передаточные числа управления циклическим шагом НВ — отношение между углом установки лопасти и углом отклонения автомата перекоса:

$$\varphi = \varphi_0 - k\beta + (\overline{D}_1 \alpha - \overline{D}_2 \eta) \sin \psi - (\overline{D}_1 \eta + \overline{D}_2 \alpha) \cos \psi.$$

У вертолета типа Ми-8, например, $D_1=1,7$, $D_2=1$, т. е. при отклонении автомата перекоса назад на 1° угол установки лопастей в азимуте $\psi=0$ уменьшится на 1° , в азимуте $\psi=180^\circ$ увеличится на 1° , в азимуте $\psi=90^\circ$ увеличится на $1,7^\circ$, а в азимуте $\psi=270^\circ$ уменьшится на $1,7^\circ$ (без учета действия компенсатора взмаха). В результате такого циклического управления углом установки и соответствующего изменения махового движения лопастей конус НВ отклоняется назад вслед за автоматом перекоса. Аналогичным образом осуществляется циклическое управление углом установки лопастей при поперечном отклонении автомата перекоса.

4.2. МАХОВОЕ ДВИЖЕНИЕ НВ С АВТОМАТОМ ПЕРЕКОСА И КОМПЕНСАТОРОМ ВЗМАХА

Коэффициенты махового движения НВ с автоматом перекоса и компенсатором взмаха определяются следующим образом.

Рассмотрим вначале НВ с автоматом перекоса, но без компенсатора взмаха, когда выражение (4.1) для угла установки лопастей принимает вид: $\varphi = \varphi_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi$.

Подставив это выражение в уравнение (3.1) и выполнив необходимые преобразования, получим:

$$\left. \begin{aligned} a_0 &= \gamma \left[\frac{1}{3} \lambda + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \varphi_0 - \frac{1}{3} \theta_1 \mu \right]; \\ a_1 &= \frac{2\mu}{1 - 0,5\mu^2} \left(\lambda + \frac{4}{3} \varphi_0 - \theta_1 \mu \right) - \theta_1; \\ b_1 &= \frac{4}{3} \frac{1}{1 + 0,5\mu^2} \mu a_0 + \theta_2. \end{aligned} \right\} (4.5)$$

Если теперь сделать подстановку $\lambda_э = \lambda - \Theta_1 \mu$, выражения (4.5) можно записать так:

$$\left. \begin{aligned} a_0 &= \gamma \left[\frac{1}{3} \lambda_э + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \varphi_0 \right] = a_{0э}; \\ a_1 &= \frac{2\mu}{1 - 0,5\mu^2} \left(\lambda_э + \frac{4}{3} \varphi_0 \right) - \Theta_1 = a_{1э} - \Theta_1; \\ b_1 &= \frac{4}{3} \frac{1}{1 + 0,5\mu^2} \mu a_0 + \Theta_2 = b_{1э} + \Theta_2. \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

Параметры с индексом «э», входящие в выражения (4.6), определяют так называемый эквивалентный НВ, понятие которого широко используется в аэродинамике вертолета.

Эквивалентный НВ — гипотетический (условный) НВ с постоянным углом установки лопастей, аэродинамические характеристики которого однозначно и очень просто определяют соответствующие аэродинамические характеристики реального НВ с переменным по азимуту углом установки лопастей, обусловленным действием автомата перекоса и компенсатора взмаха.

Условия эквивалентности гипотетического и реального винтов следующие:

$$\mu = \mu_э; \quad \lambda - \Theta_1 \mu = \lambda_э; \quad \varphi = \varphi_э. \quad (4.7)$$

Углы атаки во всех сечениях лопастей у НВ с переменным по азимуту углом установки и у эквивалентного ему НВ с постоянным углом установки равны. При этом изменение элементарной силы тяги в данном азимутальном положении и сечении, обусловленное переменным при вращении углом установки лопасти, по теории эквивалентного винта получается вследствие соответствующего изменения вертикальной скорости обдувки U_y этого сечения на данном азимуте. В свою очередь, изменение вертикальной скорости обдувки связано с отличиями угла атаки и скорости взмаха лопасти эквивалентного винта от соответствующих кинематических параметров реального НВ.

Рассмотрим при виде на НВ с боку сечения двух лопастей, зафиксированных в азимутах 90° и 270° (рис. 4.4). Проведем через центр НВ поперечную плоскость, повернутую к конструктивной плоскости вра-

является плоскостью эквивалентного винта. Относительно этой плоскости углы установки лопастей не изменяются при вращении, тогда как относительно конструктивной плоскости вращения НВ углы установки лопастей циклически изменяются по закону (4.1) вследствие действия автомата перекоса и компенсатора взмаха.

Таким образом, для НВ с циклически изменяющимся углом установки лопастей можно выбрать такую плоскость отсчета, относительно которой угол установки лопастей не меняется. Это существенно упрощает расчет аэродинамических характеристик и махового движения эквивалентного винта. Следует помнить, что эквивалентный винт имеет другой угол атаки и его характеристики должны быть пересчитаны в оси связанной системы координат *охуз* реального НВ. Поэтому все формулы теории эквивалентного винта по существу являются формулами пересчета из одной системы осей координат в другую. Вместе с тем положение результирующей аэродинамической силы НВ относительно вектора скорости набегающего воздушного потока (скорости полета вертолета) не зависит от выбора осей координат, так что подъемная сила винтов с переменным по азимуту и постоянным углом установки лопастей одинакова.

Влияние компенсатора взмаха на маховое движение лопастей НВ определяется на основе выражения (4.1), которое с учетом (3.2) принимает вид:

$$\varphi = \varphi_0 - \bar{k}a_0 - (\Theta_1 - \bar{k}b_1) \sin \psi - (\Theta_2 - \bar{k}a_1) \cos \psi.$$

Соответственно выражения (4.6) преобразуются к виду:

$$a_0 = a_{0з}; \quad a_1 = a_{1з} - \Theta_1 + \bar{k}b_1; \quad b_1 = b_{1з} + \Theta_2 - \bar{k}a_1. \quad (4.8)$$

Коэффициенты махового движения эквивалентного винта с компенсатором взмаха вычисляются по формулам (4.8) для значений угла общего шага и коэффициента протекания:

$$\varphi_э = \varphi_0 - \bar{k}a_0; \quad \lambda_э = \lambda - (\Theta_1 - \bar{k}b_1) \mu,$$

что представляет собой условия эквивалентности винтов с компенсатором взмаха, аналогичные (4.7).

Выполняя дальнейшие несложные преобразования выражений (4.8), получим:

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= \frac{1}{1 + \bar{k}^2} (a_{13} + \bar{k}b_{13} - \theta_1 + \bar{k}\theta_2) = \bar{a}_1 + a_{1\text{упр}}; \\ b_1 &= \frac{1}{1 + \bar{k}^2} (b_{13} - \bar{k}a_{13} + \theta_2 + \bar{k}\theta_1) = \bar{b}_1 + b_{1\text{упр}}. \end{aligned} \right\} (4.9)$$

Первые слагаемые выражений (4.9)

$$\left. \begin{aligned} \bar{a}_1 &= (a_{13} + \bar{k}b_{13}) / (1 + \bar{k}^2); \\ \bar{b}_1 &= (b_{13} - \bar{k}a_{13}) / (1 + \bar{k}^2) \end{aligned} \right\} (4.10)$$

представляют собой коэффициенты махового движения НВ с компенсатором взмаха при нейтральном положении автомата перекося.

Вторые слагаемые выражений (4.9)

$$\left. \begin{aligned} a_{1\text{упр}} &= (-\theta_1 + \bar{k}\theta_2) / (1 + \bar{k}^2); \\ b_{1\text{упр}} &= (\theta_2 + \bar{k}\theta_1) / (1 + \bar{k}^2) \end{aligned} \right\} (4.11)$$

определяют изменение коэффициентов махового движения и соответственно углового положения конуса лопастей НВ при отклонении автомата перекося.

Наличие компенсатора взмаха в кинематической схеме системы управления НВ оказывает существенное влияние на маховое движение лопастей. Оценим вначале это влияние при условии нейтрального положения автомата перекося (рис. 4.5).

При увеличении коэффициента компенсатора взмаха резко уменьшается величина b_1 , т. е. наклон оси конуса лопастей НВ влево. При $\bar{k} = b_{13}/a_{13}$ ось конуса отклонена от конструктивной оси вращения НВ только в продольной плоскости ($\bar{b}_1 = 0$), а при дальнейшем увеличении \bar{k} конус НВ отклоняется вправо. Величина \bar{a}_1 с ростом коэффициента

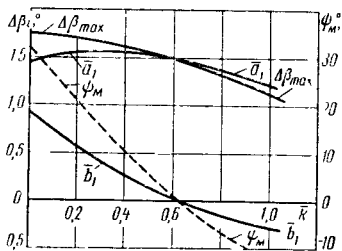


Рис. 4.5. Зависимость параметров махового движения от коэффициента компенсатора взмаха

компенсатора взмаха вначале увеличивается; при $\bar{k} = b_{1э}/a_э$ получается, что $\bar{a}_1 = a_{1э}$, а при дальнейшем увеличении \bar{k} отклонение оси конуса НВ назад уменьшается.

Согласно (3.4), экстремальные углы взмаха

$$\beta_{\text{экстр}} = a_0 \pm \sqrt{a_1^2 + b_1^2} = a_0 \pm \Delta\beta_{\text{max}}.$$

При наличии компенсатора взмаха амплитуда махового движения лопастей согласно (4.10)

$$\Delta\beta_{\text{max}} = \sqrt{(a_{1э}^2 + b_{1э}^2)/(1 + \bar{k}^2)},$$

а при увеличении \bar{k} монотонно уменьшается.

Азимутальное положение экстремальных углов взмаха определяется из выражения (3.3):

$$\dot{\beta} = \omega (a_1 \sin \psi - b_1 \cos \psi) = 0,$$

откуда:

$$\text{tg } \psi_m = \sin \psi_m / \cos \psi_m = b_1 / a_1;$$

$$\psi_m = \text{arctg}(b_1/a_1) \pm 180^\circ.$$

При отсутствии компенсатора взмаха $\psi_{\text{min}} = 20 \dots 40^\circ$, а $\psi_{\text{max}} = 200 \dots 220^\circ$. Наличие компенсатора взмаха смещает экстремальные углы взмаха в направлении к продольной оси вертолета.

Таким образом, при нейтральном положении автомата перекоса компенсатор взмаха уменьшает амплитуду махового движения лопастей и аэродинамическую несимметрию винта, что практически существенно лишь для рулевого винта, не имеющего автомата перекоса. Применительно же к НВ компенсатор взмаха влияет на отклонение автомата перекоса, необходимое для балансировки вертолета в заданном режиме горизонтального полета, но в конечном счете почти не изменяет амплитуду махового движения лопастей.

Влияние компенсатора взмаха на кинематику системы управления определяется выражениями (4.2) — (4.4) и (4.11), согласно которым:

$$a_{\text{упр}}^{(x)} = \frac{R_{\text{а.п}}}{r_p} \times \frac{\cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{\text{упр}} - c_0) + \bar{k} \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{\text{упр}} - c_0)}{1 + \bar{k}^2} =$$

$$\begin{aligned}
&= \frac{R_{a.п}}{r_p} \times \frac{\cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0) + \operatorname{tg}^2 \sigma_k \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0)}{1 + \operatorname{tg}^2 \sigma_k} = \\
&= (R_{a.п}/r_p) \cos \sigma_k \cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0 - \sigma_k) \times = D_1 \times; \quad (4.21) \\
a_{1упр}^{(\eta)} &= -(R_{a.п}/r_p) \cos \sigma_k \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0 - \sigma_k) \eta = \\
&= -D_2 \eta.
\end{aligned}$$

Аналогичным образом

$$b_{1упр}^{(\times)} = D_2 \times \quad \text{и} \quad b_{1упр}^{(\eta)} = D_1 \eta.$$

Кинематические коэффициенты

$$\begin{aligned}
D_1 &= (R_{a.п}/r_p) \cos \sigma_k \cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0 - \sigma_k) = \\
&= (\bar{D}_1 + \bar{k}\bar{D}_2)/(1 + \bar{k}^2);
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
D_2 &= (R_{a.п}/r_p) \cos \sigma_k \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0 - \sigma_k) = \\
&= (\bar{D}_2 - \bar{k}\bar{D}_1)/(1 + \bar{k}^2)
\end{aligned}$$

представляют собой передаточные отношения между углом отклонения оси конуса лопастей НВ и углом отклонения автомата перекоса:

$$a_{1упр} = D_1 \times - D_2 \eta; \quad b_{1упр} = D_1 \eta + D_2 \times.$$

У вертолета Ми-8, например: $D_1 \approx 1,75$; $D_2 \approx 0,1$.

При конструировании вертолета стремятся осуществить такую кинематику автомата перекоса, при которой $D_2 = 0$, т. е. $\sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0 - \sigma_k) = 0$, для чего оси наклона автомата перекоса должны быть повернуты к продольной и поперечной плоскостям симметрии вертолета на угол опережения $\Delta\psi_{упр} = \sigma_1 - c_0 - \sigma_k$.

Это должно обеспечить независимость управления. Например, при продольном отклонении ручки управления изменяется только коэффициент a_1 и ось конуса НВ отклоняется строго в продольной плоскости симметрии вертолета. Однако из-за разноса горизонтальных шарниров поперечный момент на втулке НВ все же возникает, поэтому полной независимости каналов управления несущим винтом практически не получается.

Компенсатор взмаха оказывает существенное влияние и на перекрестные аэродинамические связи, создаваемые НВ при криволинейном движении вертолета в

пространстве. Действительно, при наличии компенсатора взмаха выражение для угла сдвига фаз между поворотом вала НВ в продольной плоскости и отклонением оси конуса лопастей принимает вид:

$$\Delta\psi_k = \operatorname{arctg} \frac{\Delta b_1 - \bar{k}\Delta a_1}{\Delta a_1 + \bar{k}\Delta b_1} \approx \operatorname{arctg} \frac{\gamma - 8\bar{k}}{k\gamma + 8}.$$

Для существующих конструкций НВ, у которых $\bar{k} = 0,4 \dots 0,5$, а $\gamma = 4 \dots 6$, фазовый сдвиг $\Delta\psi_k \approx 0$, т. е. неблагоприятные для маневрирования вертолета перекрестные аэродинамические связи, создаваемые НВ, подавляются.

При отсутствии сдвига фаз ($\bar{k} = \gamma/8$) демпфирование НВ (отставание оси конуса лопастей от оси вала винта) такое же, как и у НВ без компенсатора взмаха.

4.3. УСИЛИЯ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ НВ

Шарнирный момент каждой лопасти воспринимается на плече вертикальной тягой, соединяющей рычаг поворота лопасти с вращающейся тарелкой автомата перекоса (см. рис. 4.1—4.3); при этом осевое усилие в тяге $P = M_{ш.л}/r_p$. Это усилие создает на тарелке автомата перекоса момент

$$M_{a.п} = Pr_{a.п} = M_{ш.л}(r_{a.п}/r_p). \quad (4.12)$$

Продольная и поперечная составляющие этого момента следующие (см. рис. 4.3):

$$\left. \begin{aligned} M_{a.п}^z &= M_{a.п} \cos(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0); \\ M_{a.п}^x &= M_{a.п} \sin(\sigma_1 - \Delta\psi_{упр} - c_0). \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

С учетом соотношений (4.4) и (4.12) выражения (4.13) примут вид:

$$M_{a.п}^z = M_{ш.л} \bar{D}_1; \quad M_{a.п}^x = M_{ш.л} \bar{D}_2, \quad (4.14)$$

но они справедливы лишь для азимутального положения лопасти, показанного на рис. 4.3. Если лопасть находится в произвольном положении ψ при вращении НВ, моменты (4.14), передаваясь с вращающегося на непод-

вижное кольцо автомата перекоса, создают относительно осей управления моменты:

$$\left. \begin{aligned} M_{a.n}^z &= M_{ш.л} \bar{D}_1 \sin \psi - M_{ш.л} \bar{D}_2 \cos \psi; \\ M_{a.n}^x &= -M_{ш.л} \bar{D}_1 \cos \psi - M_{ш.л} \bar{D}_2 \sin \psi. \end{aligned} \right\} \quad (4.15)$$

Соответственно углам отклонения тарелки автомата перекоса моменты (4.15) считаются положительными на кабрирование и влево.

Суммарные моменты, действующие на автомат перекоса от всех z_l лопастей НВ, следующие:

$$\begin{aligned} M_{a.n\sigma}^z &= \bar{D}_1 \sum_{i=1}^{z_l} M_{ш.л_i} \sin \psi - \bar{D}_2 \sum_{i=1}^{z_l} M_{ш.л_i} \cos \psi; \\ M_{a.n\sigma}^x &= -\bar{D}_1 \sum_{i=1}^{z_l} M_{ш.л_i} \cos \psi - \bar{D}_2 \sum_{i=1}^{z_l} M_{ш.л_i} \sin \psi. \end{aligned}$$

Если НВ содержит всего z_l лопастей и азимутальный угол между двумя соседними лопастями $\Delta\psi = 2\pi/z_l$, то

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^{z_l} M_{ш.л_i} \sin \psi &= M_{ш.л_1} \sin \psi + M_{ш.л_2} \sin(\psi + 2\pi/z_l) + \\ &+ M_{ш.л_3} \sin(\psi + 4\pi/z_l) + \dots \end{aligned} \quad (4.16)$$

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^{z_l} M_{ш.л_i} \cos \psi &= M_{ш.л_1} \cos \psi + M_{ш.л_2} \cos(\psi + 2\pi/z_l) + \\ &+ M_{ш.л_3} \cos(\psi + 4\pi/z_l) + \dots \end{aligned}$$

Но шарнирные моменты, действующие в данный момент времени на каждую лопасть, представляют собой согласно (1.15) суммы гармонических составляющих:

$$\begin{aligned} M_{ш.л} &= M_0 + \bar{M}_1 \cos \psi + \bar{M}_1 \sin \psi + \bar{M}_2 \cos 2\psi + \\ &+ \bar{M}_2 \sin 2\psi + \dots \end{aligned} \quad (4.17)$$

Ограничиваясь пятью гармониками ряда (4.17) и выполняя необходимые тригонометрические преобразования выражений (4.16), получим для трехлопастного НВ:

$$M_{a.n\sigma}^z = 1,5 \{ \bar{D}_1 [\bar{M}_1 + (\bar{M}_2 - \bar{M}_4) \sin 3\psi - (\bar{M}_2 - \bar{M}_4) \cos 3\psi] -$$

$$\begin{aligned}
 & -\bar{D}_2 [\bar{M}_1 + (\bar{M}_2 + \bar{M}_4) \sin 3\psi + (\bar{M}_2 + \bar{M}_4) \cos 3\psi]; \\
 M_{a.n\psi}^x & = -1,5 \{ \bar{D}_1 [\bar{M}_1 + (\bar{M}_2 + \bar{M}_4) \sin 3\psi + \\
 & \quad + (\bar{M}_2 + \bar{M}_4) \cos 3\psi] + \bar{D}_2 [\bar{M}_1 + \\
 & \quad + (\bar{M}_2 - \bar{M}_4) \sin 3\psi - (\bar{M}_2 - \bar{M}_4) \cos 3\psi] \}
 \end{aligned}$$

и для пятилопастного НВ:

$$\begin{aligned}
 M_{a.n\psi}^z & = 2,5 [\bar{D}_1 (\bar{M}_1 + \bar{M}_4 \sin 5\psi - \bar{M}_4 \cos 5\psi) - \\
 & \quad - \bar{D}_2 (\bar{M}_1 + \bar{M}_4 \sin 5\psi + \bar{M}_4 \cos 5\psi)]; \\
 M_{a.n\psi}^x & = -2,5 [\bar{D}_1 (\bar{M}_1 + \bar{M}_4 \sin 5\psi + \bar{M}_4 \cos 5\psi) + \\
 & \quad + \bar{D}_2 (\bar{M}_1 + \bar{M}_4 \sin 5\psi - \bar{M}_4 \cos 5\psi)].
 \end{aligned}$$

Постоянная часть суммарных моментов, действующих на автомат перекоса НВ с произвольным числом лопастей, определяется как

$$\begin{aligned}
 M_{a.n\psi}^z & = \frac{1}{2} z_L (\bar{D}_1 \bar{M}_1 - \bar{D}_2 \bar{M}_1); \\
 M_{a.n\psi}^x & = -\frac{1}{2} z_L (\bar{D}_1 \bar{M}_1 + \bar{D}_2 \bar{M}_1).
 \end{aligned}$$

Помимо моментов на автомат перекоса действует суммарная осевая сила $S_\Sigma = z_L P$, нагружающая гидросилитель общего шага НВ. На основе аналогичных тригонометрических преобразований для трехлопастного НВ

$$S_\Sigma = 3i_0 (M_0 + \bar{M}_3 \cos 3\psi + \bar{M}_3 \sin 3\psi),$$

а для пятилопастного НВ

$$S_\Sigma = 5i_0 (M_0 + \bar{M}_5 \cos 5\psi + \bar{M}_5 \sin 5\psi).$$

Постоянная часть суммарной осевой силы

$$S_\Sigma = z_L i_0 M_0,$$

где $i_0 = 1/r_p$ — передаточное отношение, определяющее усилие на исполнительном штоке гидросилителя общего шага НВ.

С помощью аналогичных передаточных отношений определяют усилия на исполнительных штоках гидроусилителей продольного и поперечного управления:

$$P_{\text{прод}} = i_{\lambda} M_{\text{а.п.п.}}^z; \quad P_{\text{поп}} = i_{\eta} M_{\text{а.п.п.}}^x.$$

Таким образом, постоянная часть шарнирного момента лопастей создает постоянную часть усилий в системе управления общим шагом НВ, а первая гармоника — постоянную часть усилий в системе продольно-поперечного управления. Более высокие гармоники шарнирного момента создают переменную часть усилий в системе управления с частотами, кратными числу лопастей НВ.

Трансформация шарнирных моментов лопастей в усилия в системе управления НВ определяется конструкцией и кинематикой автомата перекоса (рис. 4.6). Рычаги поворота и вертикальные тяги, соединяющие лопасти с вращающимся кольцом автомата перекоса, нагружаются шарнирными моментами и соответствующими осевыми силами каждой лопасти в отдельности. Невращающееся кольцо автомата перекоса, тяги, рычаги и качалки, соединяющие автомат перекоса с гидроусилителями, детали крепления гидроусилителей нагружаются суммарными осевой силой S_{Σ}^I и моментом M_{Σ} , возникающими в результате взаимодействия шарнирных моментов всех лопастей НВ. При этом суммарная осевая сила нагружает детали управления общим шагом, а суммарный момент — детали управления циклическим шагом НВ.

Гидроусилители полностью воспринимают действующие на них силы и передают их на тот элемент конструкции фюзеляжа, к которому они крепятся. Следовательно, система управления современных вертолетов — необратимая, т. е. усилия от шарнирных моментов лопастей не передаются на рычаги управления в кабине экипажа. При этом часть системы управления от лопастей НВ до гидроусилителей

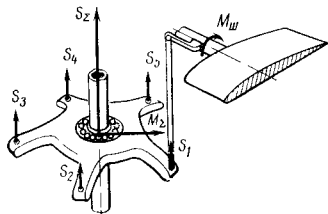


Рис. 4.6. Схема образования усилий в системе управления несущим винтом

называется забустерной, а под усилиями в системе управления обычно понимают именно усилия в этой наиболее нагруженной ее части.

Усилия в забустерной части системы управления весьма значительны как по постоянной, так и по переменным составляющим.

Амплитуда переменной части усилий в системе управления определяется прежде всего скоростью горизонтального полета вертолета. При изменении скорости полета до крейсерской усилия изменяются незначительно, затем по мере дальнейшего увеличения скорости усилия в системе управления резко возрастают (рис. 4.7). Аналогичным в принципе образом изменяются по скорости полета и постоянные компоненты рассматриваемых усилий.

Отмеченный характер изменения усилий в системе управления обусловлен срывом потока, в частности срывным флаттером при обтекании лопастей НВ на больших скоростях полета, что вызывает значительное увеличение шарнирных моментов. Возникновению срывного флаттера способствует увеличение разреженности воздуха, а также полетной массы вертолета. Действительно, чем больше высота полета, температура наружного воздуха или полетная масса вертолетов, тем больше должен быть общий шаг НВ, тем соответственно ближе к срыву (или глубже в срыве) находятся лопасти.

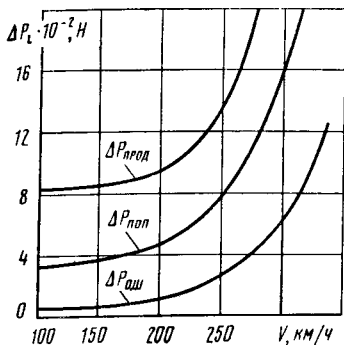


Рис. 4.7. Зависимость амплитуды переменной части усилий от скорости полета вертолета

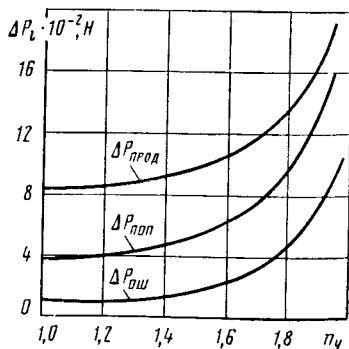


Рис. 4.8. Зависимость амплитуды переменной части усилий в системе управления от нормальной перегрузки

Усилия в системе управления существенно возрастают также при энергичном маневрировании вертолета (рис. 4.8), особенно при выполнении маневрирования с большой исходной скоростью, т. е. при большом значении общего шага НВ.

Поэтому детали забустерной части системы управления НВ, подвергающиеся действию значительных знакопеременных нагрузок, имеют ограниченный ресурс по условиям выносливости в сравнении с ресурсом планера вертолета. Кроме того, именно недопустимое возрастание усилий в забустерной части системы управления — одна из основных причин ограничения максимальной скорости полета и маневренной перегрузки современных вертолетов.

В системе управления от гидроусилителей до рычагов управления в кабине экипажа (называемой обычно добустерной) действуют лишь незначительные мускульные усилия пилотов и специально формируемые усилия пружинных механизмов загрузки, пропорциональные отклонениям органов управления.

СИЛЫ И МОМЕНТЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА

5.1. РЕЖИМЫ ВИСЕНИЯ И ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОДЪЕМА ВЕРТОЛЕТА

Осевое обтекание НВ характеризуется тем, что аэродинамические силы и моменты, действующие на лопасти, не зависят от азимутального положения лопастей и определяются только углом их установки, частотой вращения НВ и скоростью вертикального движения вертолета. В этих условиях суммарная сила тяги и аэродинамический момент сопротивления вращению НВ (крутящий момент) вычисляются суммированием соответствующих значений для всех лопастей.

Используя формулы (1.17) — (1.19), получим следующие выражения для силы тяги и крутящего момента НВ:

$$T = \frac{1}{2} z_l c_y^a \rho b \omega R^2 \left[\frac{1}{3} \omega R \varphi_0 - \frac{1}{2} (V_y + v) \right]; \quad (5.1)$$

$$M_k = \frac{1}{2} z_l \rho b R^2 \left[\frac{1}{4} (\omega R)^2 (c_{x_0} + c_l \varphi_0^2) + \frac{1}{3} \omega R (c_y^a - 2c_l) \varphi_0 (V_y + v) - \frac{1}{2} (c_y^a - c_l) (V_y + v)^2 \right]. \quad (5.2)$$

Суммарные аэродинамические силы и моменты НВ целесообразно выражать в той же форме, что и для крыла самолета:

$$T = 0,5 c_T \rho F_{н.в} (\omega R)^2; \quad (5.3)$$

$$M_k = 0,5 m_k \rho F_{н.в} R (\omega R)^2. \quad (5.4)$$

Сопоставляя выражения (5.3) и (5.4) с общеизвестными в аэродинамике самолета $Y = 0,5 c_y S \rho V^2$ и $M_z = 0,5 m_z b S \rho V^2$, видим, что вместо площади крыла S фигурирует площадь $F_{н.в}$, ометаемая НВ, вместо хорды крыла b — радиус R винта, вместо скорости V полета самолета — окружная скорость ωR вращения НВ, наконец, вместо коэффициентов подъемной силы c_y и момента m_z крыла — коэффициенты силы тяги c_T и крутящего момента m_k несущего винта.

В качестве аэродинамических характеристик НВ удобно рассматривать безразмерные коэффициенты аэродинамических сил и моментов, с помощью которых можно по формулам видам (5.3) и (5.4) легко получить полноразмерные силы и моменты любого НВ с конкретными значениями R , ω и ρ .

Сопоставляя расчетные выражения (5.1)–(5.3) и (5.2)–(5.4) и переходя к коэффициентам режима работы $\mu = (V \cos \alpha_{н.в})/(\omega R)$ и протекания $\lambda = (V \sin \alpha_{н.в} - v)/(\omega R)$ несущего винта, получим:

$$c_T = c_y^\alpha \sigma \left(\frac{1}{3} \varphi_0 + \frac{1}{2} \lambda \right); \quad (5.5)$$

$$m_k = \sigma \left[\frac{1}{4} c_{\tau_0} + c_1 \left(\frac{1}{4} \varphi_0^2 + \frac{2}{3} \varphi_0 \lambda + \frac{1}{2} \lambda^2 \right) - c_y^\alpha \lambda \left(\frac{1}{3} \varphi_0 + \frac{1}{2} \lambda \right) \right]. \quad (5.6)$$

Последнее слагаемое выражения (5.6) представляет собой индуктивный компонент крутящего момента, затрачиваемый на создание индуктивной скорости и силы тяги НВ. С учетом формулы (5.5)

$$m_{k.н} = -c_y^\alpha \sigma \lambda \left(\frac{1}{3} \varphi_0 + \frac{1}{2} \lambda \right) = -c_T \lambda, \quad (5.7)$$

что подтверждает его физический смысл.

Понятие крутящего момента связано с мощностью, потребной для вращения НВ,

$$N_n = M_k \omega. \quad (5.8)$$

Вместе с тем рассматриваемый в аэродинамике вертолета крутящий момент НВ иногда отождествляют с реактивным моментом НВ или с крутящим моментом двигателей. В действительности физическая сущность всех трех упомянутых моментов различна (рис. 5.1):

крутящий момент несущего винта M_k создается силами аэродинамического сопротивления лопастей, а значение его определяется (для конкретного НВ) кинематическими параметрами режима полета вертолета и не зависит от способа приведения НВ во вращение;

реактивный момент несущего винта M_p возникает по третьему закону механики у вертолетов с механическим приводом НВ от двигателей, установленных в фюзеляже.

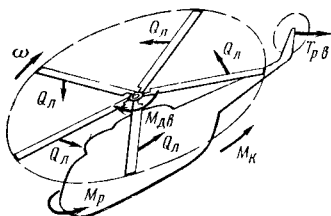


Рис. 5.1 Схема возникновения моментов НВ

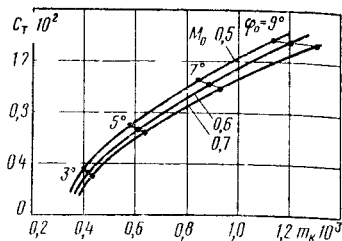


Рис. 5.2. Поляра НВ на режиме висения вертолета

Он приложен к главному редуктору и через раму его крепления передается на фюзеляж, а значение его определяется крутящим моментом двигателей и не зависит от параметров режима полета вертолета;

крутящий момент двигателей $M_{дв} = N_p / \omega$, передаваемый через главный редуктор на вал НВ, создается вследствие термодинамических процессов в самих двигателях, и значение его определяется расходом топлива, программой автоматического регулирования, внешними атмосферными условиями и почти не зависит от параметров режима полета вертолета.

Крутящий момент двигателей направлен по вращению НВ, а крутящий и реактивный моменты НВ — против вращения.

На установившихся режимах полета вертолета $M_K = M_p = -M_{дв}$, а на неустановившихся переходных режимах $M_p = -M_{дв}$, но $M_K \neq -M_{дв}$, поэтому возможно отклонение частоты вращения НВ от номинального стабилизированного значения.

Под действием реактивного момента фюзеляж вертолета вращается вокруг вертикальной оси в направлении, противоположном вращению НВ, что, разумеется, недопустимо. Поэтому применяют различные способы уравнивания реактивного момента, в соответствии с которыми разрабатывают различные схемы вертолетов с механическим приводом НВ. У вертолетов одновинтовой схемы реактивный момент НВ уравнивается моментом силы тяги РВ, у вертолетов двухвинтовой схемы — вращением несущих винтов в противоположные стороны. При планировании вертолета на

режиме самовращения НВ с выключенными двигателями $M_p = 0$.

У вертолетов с реактивным приводом НВ от двигателей или реактивных устройств, установленных непосредственно на концах лопастей, реактивный момент вообще не возникает. Такие вертолеты, однако, пока не эксплуатируются.

Основной кинематический параметр режима висения вертолета — общий шаг НВ, при увеличении которого коэффициенты силы тяги и крутящего момента возрастают почти линейно. Заметное влияние на зависимость $m_k = f(\varphi_0)$ оказывает сжимаемость воздуха, характеризующаяся окружным числом M_0 , а для коэффициента C_T это влияние несущественно.

Общепринятой формой представления аэродинамических характеристик НВ на режиме висения является поляра (рис. 5.2), характеризующая зависимость коэффициента силы тяги от коэффициента крутящего момента при различных значениях общего шага и частоты вращения (окружного числа M_0). Видно, что при больших значениях φ_0 поляра отражает ухудшение аэродинамического качества лопастей на больших углах атаки. Увеличение частоты вращения НВ также вызывает ухудшение поляры вследствие возрастания волнового сопротивления лопастей.

Критерий аэродинамической эффективности НВ на режиме висения вертолета — коэффициент полезного действия, определенный выражением (2.7). Преобразуя это выражение с учетом (5.3), (5.4), (5.8), получим

$$\eta_0 = c_T^{3/2} / 2m_k. \quad (5.9)$$

Чем больше коэффициент силы тяги НВ заданного заполнения σ , тем выше к.п.д. вплоть до таких значений c_T/σ , когда на лопастях начинается срыв потока. Для получения максимальной силы тяги при меньшем общем шаге НВ, т. е. для отдаления срыва потока с лопастей, целесообразно увеличивать заполнение НВ, что особенно важно для вертолетов большой грузоподъемности.

Увеличение заполнения НВ может быть обеспечено увеличением хорды или числа лопастей. Возможности увеличения хорды лопастей существенно ограничены сопутствующим ростом их шарнирных моментов и усп-

лий в системе управления, а также некоторыми конструктивно-технологическими факторами. Поэтому в современном вертолетостроении наблюдается тенденция к увеличению числа лопастей, что позволяет уменьшить действующие на них нагрузки, усилия в системе управления, уровень вибраций конструкции вертолета, облегчить сами лопасти и условия их замены в эксплуатации, повысить к.п.д. НВ. Впервые в практике мирового вертолетостроения на вертолете Ми-26 установлен восьмилопастный НВ.

Улучшению аэродинамических характеристик НВ способствует также отрицательная геометрическая крутка лопастей, благодаря которой уменьшается индуктивный компонент крутящего момента и поляра смещается вверх.

Вертикальный подъем вертолета характеризуется несколько иным обтеканием лопастей НВ по сравнению с режимом висения (рис. 5.3). Вследствие увеличения угла притекания потока к сечениям лопасти ($\Phi_1 > \Phi_0$) за счет вертикальной обдувки сверху со скоростью V_y (рис. 5.3, б) вектор результирующей аэродинамической силы профиля отклоняется назад от своего положения на режиме висения (рис. 5.3, а). Это вызывает уменьшение силы тяги ($dT_1 < dT_0$) и увеличение силы лобового сопротивления ($dQ_1 > dQ_0$) при неизменном значении угла установки лопасти ($\varphi_1 = \varphi_0$). Увеличение силы тяги, необходимое для обеспечения подъема вертолета ($dT_2 > dT_0 > dT_1$), достигается соответствующим увеличением угла установки ($\varphi_2 > \varphi_1$), что сопровождается еще большим возрастанием силы лобового сопротивления (рис. 5.3, в).

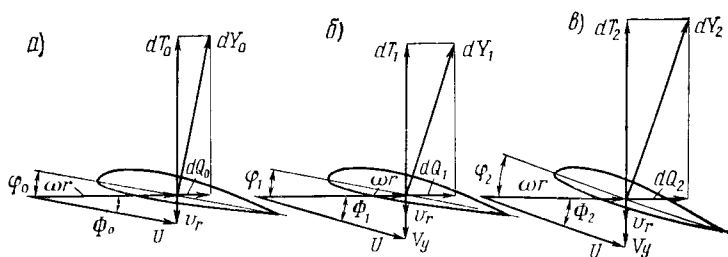


Рис 5.3 Кинематическая схема обтекания сечения лопасти при вертикальном подъеме вертолета

Таким образом, на режиме вертикального подъема индуктивный компонент крутящего момента НВ больше, чем на режиме висения, что непосредственно следует из формулы (5.7): $m_{кн} = c_T(V_y + V)/(\omega R)$.

В данном случае $V_y > 0$, а величины v и V_y связаны между собой уравнением (2.16). Как следует из формулы (2.17), при небольших значениях V_y изменение индуктивной скорости НВ вследствие вертикального подъема вертолета составляет $\Delta v \approx 0,5V_y$. Соответственно

$$\Delta m_{кн} \approx 0,5\bar{V}_y,$$

где $\bar{V}_y = V_y/(\omega R)$ — относительная вертикальная скорость подъема вертолета

Поэтому поляры НВ при вертикальном подъеме вертолета смещаются вниз (рис. 5.4).

При вертикальном снижении вертолета крутящий момент НВ [см. (5.10)] уменьшается только при весьма небольших значениях $|V_y| < 5$ м/с. При больших скоростях снижения вертолет попадает в режим вихревого кольца.

Вращение вертолета по тангажу или крену с угловыми скоростями ω_z и ω_x сопровождается возникновением демпфирующих моментов, создаваемых отставанием оси конуса лопастей от вала НВ и выражаемых обычно с помощью вращательных производных:

$$\left. \begin{aligned} M_{z \text{ д}} &= M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z^{\omega_x} \omega_x; \\ M_{x \text{ д}} &= M_x^{\omega_z} \omega_z + M_x^{\omega_x} \omega_x \end{aligned} \right\} \quad (5.10)$$

При установившемся вращении вертолета вектор результирующей аэродинамической силы НВ примерно совпадает с направлением оси конуса лопастей (см. рис. 3.10). Пренебрегая пока разносом горизонтальных шарниров, запишем выражения (5.10) в виде:

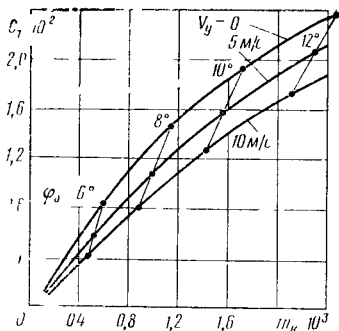


Рис. 5.4. Поляры НВ при вертикальном подъеме вертолета

$$\left. \begin{aligned} M_{z \text{ д}} &\approx T y_{\tau} (a_1^{\omega z} \omega_z + a_1^{\omega x} \omega_x); \\ M_{x \text{ д}} &\approx T y_{\tau} (b_1^{\omega z} \omega_z + b_1^{\omega x} \omega_x). \end{aligned} \right\} \quad (5.11)$$

Как будет показано далее, разнос горизонтальных шарниров вызывает увеличение демпфирующих моментов НВ.

Согласно (3.13) и (4.10) для НВ с компенсатором взмаха:

$$\left. \begin{aligned} a_1^{\omega z, x} = -b_1^{\omega z, x} &= -(\bar{k}\gamma + 8)/[\gamma\omega(1 + \bar{k}^2)]; \\ a_1^{\omega z, x} = b_1^{\omega z, x} &= -(\gamma - 8\bar{k})/[\gamma\omega(1 + \bar{k}^2)]. \end{aligned} \right\} \quad (5.12)$$

Таким образом, рассматриваемые демпфирующие моменты пропорциональны силе тяги НВ и вертикальной центровке y_{τ} , которые, в свою очередь, тем больше, чем больше полетная масса вертолета. При постоянной силе тяги демпфирование обратно пропорционально частоте вращения НВ. Наконец, при прочих равных условиях вращательные производные зависят от конструктивных параметров (рис. 5.5). Чем больше массовая характеристика лопастей и коэффициент компенсатора взмаха (при $\bar{k} > 0,4$), тем хуже демпфирующие свойства НВ.

Вращательные производные $a_1^{\omega x}$ и $b_1^{\omega z}$ характеризуют перекрестные аэродинамические связи, влияние которых возрастает при увеличении γ и отклонении \bar{k} от значения $\bar{k} = \gamma/8$.

Помимо аэродинамических перекрестных связей, обусловленных маховым движением лопастей и влиянием компенсатора взмаха, при вращении фюзеляжа вертолета возникают также инерционные перекрестные

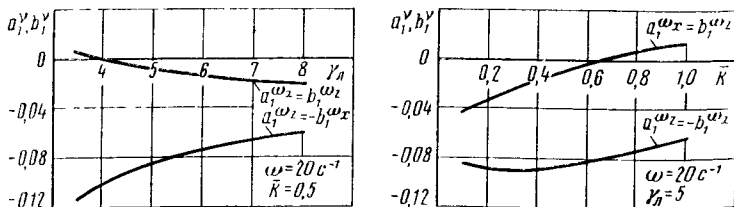


Рис. 5.5. Зависимость вращательных производных НВ от массовой характеристики лопасти и коэффициента компенсатора взмаха

связи из-за наличия горизонтальных шарниров. Непосредственным источником этих перекрестных связей являются кориолисовы силы лопастей, воздействующие на горизонтальные шарниры и определяемые согласно (3.11) выражениями:

$$K_{\omega_z} = -2S_{\Gamma} \omega \omega_z \sin \psi;$$

$$K_{\omega_x} = -2S_{\Gamma} \omega \omega_x \cos \psi.$$

Эти силы создают относительно связанных осей Ox и Oz моменты (рис. 5.6):

$$\left. \begin{aligned} M_{z_{\text{H}}} &\approx -(z_{\text{л}} l_{\Gamma}) / 2\pi \int_0^{2\pi} K_{\text{л}} \cos \psi d\psi; \\ M_{x_{\text{H}}} &\approx (z_{\text{л}} l_{\Gamma}) / 2\pi \int_0^{2\pi} K_{\text{л}} \sin \psi d\psi. \end{aligned} \right\} \quad (5.13)$$

Выполнив необходимые тригонометрические преобразования выражений (5.12) — (5.13), получим:

$$\begin{aligned} M_{z_{\text{H}}} &= z_{\text{л}} S_{\Gamma} l_{\Gamma} \omega \omega_x; \\ M_{x_{\text{H}}} &= -z_{\text{л}} S_{\Gamma} l_{\Gamma} \omega \omega_z. \end{aligned} \quad (5.14)$$

Перекрестные инерционные моменты (5.14) соизмеримы по значению с прямыми демпфирующими и, как правило, на порядок превосходят перекрестные аэродинамические моменты (5.11):

$$M_{x_{\text{H}}}^{\omega_z, x} = -M_{z_{\text{H}}}^{\omega_x, z} \approx M_{x_{\text{д}}}^{\omega_z, x} = M_{z_{\text{д}}}^{\omega_x, z} \gg M_{x_{\text{д}}}^{\omega_x, z} = M_{z_{\text{д}}}^{\omega_z, x}.$$

Поясним природу возникновения перекрестных инерционных моментов НВ, представляющих собой своеобраз

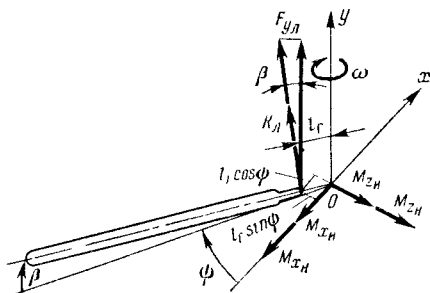


Рис. 5.6. Схема возникновения моментов на втулке НВ из-за разности горизонтальных шарниров

разное проявление гироскопических свойств быстровращающегося тела (ротора). При воздействии какой-либо внешней силы на ось вращения ротора возникает гироскопическая реакция: ось стремится сохранить свое положение в плоскости действия внешней силы и вместе с тем отклоняется (прецессирует) в перпендикулярной плоскости. Направление отклонения определяют по следующему правилу: если ротору сообщить вынужденное движение, возникающий гироскопический момент стремится кратчайшим путем установить ось собственного вращения ротора параллельно оси его вынужденного вращения. Применительно к интересующему нас НВ левого вращения при кабрировании вертолета вал НВ должен отклоняться влево, что формально согласуется с формулой (5.14).

В действительности же согласно формулам (5.12) под действием тех самых распределенных по лопастям инерционных кориолисовых сил, которые участвуют в формировании гироскопического момента ротора, конус лопастей НВ отклоняется при кабрировании вертолета не влево, а в основном вперед, отставая от вращения вала винта, что для обычного гироскопа невозможно. Причиной этого парадоксального на первый взгляд несоответствия является шарнирное крепление лопастей ко втулке, благодаря которому гироскопический момент, воздействуя на лопасти, изменяет их маховое движение. Поэтому конус лопастей отклоняется под действием кориолисовых сил в плоскости криволинейного движения самого вертолета, а не в перпендикулярной плоскости, как прецессирует обычный гироскоп. Подчеркнем, что отклоняется именно подвижный конус вращения машущих лопастей НВ, тогда как в случае обычного гироскопа отклоняется сам ротор.

И лишь на участке конструкции НВ от центра втулки до горизонтальных шарниров проявляется классический гироскопический эффект, характеризуемый перекрестными моментами $M_{z_{\text{H}}}$ и $M_{x_{\text{H}}}$ (5.14) от суммарных кориолисовых сил лопастей на плечах разнеса горизонтальных шарниров. Если бы лопасти НВ были абсолютно жесткими и абсолютно жестко крепились к втулке, перекрестные гироскопические моменты были бы столь велики, что существенно затрудняли маневрирование вертолета одновинтовой схемы.

Суммирование на втулке **НВ** переменных сил, действующих на лопасти, подчиняется определенным закономерностям, аналогичным в принципе закономерностям суммирования шарнирных моментов лопастей. При косом обтекании **НВ** силы, действующие на каждую лопасть, представляют собой суммы отдельных гармонических составляющих (1.13), (1.14). При этом данному моменту времени соответствует и данное азимутальное положение лопасти. Рассмотрим вначале механику суммирования сил тяги лопастей двухлопастного **НВ**. Очевидно, что если одна из лопастей занимает азимутальное положение ψ , то другая — $\psi + \pi$, при этом

$$T = T_{л1} + T_{л2} = 2T_0 - T_1 [\sin(\psi + \varepsilon_{т1}) + \sin(\psi + \varepsilon_{т1} + \pi)] - \\ - T_2 [\sin(2\psi + \varepsilon_{т2}) + \sin(2\psi + \varepsilon_{т2} + 2\pi)] - \\ - T_3 [\sin(3\psi + \varepsilon_{т3}) + \sin(3\psi + \varepsilon_{т3} + 3\pi)] - \dots$$

Однако: $\sin(x + \pi) = -\sin x$; $\sin(2x + 2\pi) = \sin 2x$; $\sin(3x + 3\pi) = -\sin 3x$, так что

$$T = 2T_0 - 2T_2 \sin(2\psi + \varepsilon_{т2}) - 2T_4 \sin(4\psi + \varepsilon_{т4}) - \dots,$$

т. е. сохранились лишь постоянная часть и четные гармоники сил.

У трехлопастного **НВ** азимут первой лопасти — ψ , второй $\psi + 2/3\pi$, третьей — $\psi + 4/3\pi$. При этом

$$T = T_{л1} + T_{л2} + T_{л3} = 3T_0 - T_1 [\sin(\psi + \varepsilon_{т1}) + \\ + \sin(\psi + \varepsilon_{т1} + 2/3\pi) + \sin(\psi + \varepsilon_{т1} + 4/3\pi)] - \\ - T_2 [\sin(2\psi + \varepsilon_{т2}) + \sin(2\psi + \varepsilon_{т2} + 4/3\pi) + \\ + \sin(2\psi + \varepsilon_{т2} + 8/3\pi)] - T_3 [\sin(3\psi + \varepsilon_{т3}) + \\ + \sin(3\psi + \varepsilon_{т3} + 2\pi) + \sin(3\psi + \varepsilon_{т3} + 4\pi)].$$

На основе аналогичных преобразований

$$T = 3T_0 - 3T_3 \sin(3\psi + \varepsilon_{т3}) - 3T_6 \sin(6\psi + \varepsilon_{т6}) - \dots,$$

т. е. при суммировании сохранились лишь постоянная часть, третья гармоника и кратные ей.

У НВ с произвольным числом лопастей переменные силы, действующие на каждую лопасть, отличаются только сдвигом по времени или, что то же, сдвигом фаз, равным азимутальному углу между лопастями $\Delta\psi = 2\pi/z_{\text{л}}$. Другими словами, каждая лопасть испытывает действие одинаковой нагрузки и имеет одинаковый угол взмаха, когда она занимает то же самое азимутальное положение. Следовательно,

$$T = z_{\text{л}} [T_0 - T_{z_{\text{л}}} \sin z_{\text{л}} (\psi + \varepsilon_{\text{тзл}})].$$

При суммировании на втулке переменных сил тяги лопастей всегда сохраняются лишь постоянная часть и гармоники переменной части сил, кратные числу лопастей. На установившихся режимах полета вертолета все переменные инерционные силы лопастей уравниваются на втулке НВ, а постоянные силы лопастей, естественно, всегда суммируются на втулке.

Поскольку силы, действующие на каждую лопасть НВ, представляют собой суммы отдельных гармонических составляющих, они могут быть для наглядности представлены в виде векторов, вращающихся с частотой данной гармоники. Так, силы, меняющиеся 1 раз за оборот НВ (первая гармоника), можно моделировать вектором, вращающимся с угловой скоростью ω , силы, меняющиеся 2 раза за оборот (вторая гармоника), — вектором, вращающимся с угловой скоростью 2ω , и т. д.

Суммарная сила, действующая в любой фиксированный момент времени на втулку НВ, определяется геометрической суммой векторов данной гармоники переменных сил всех лопастей. На рис. 5.7 это суммирование для простоты показано применительно к двухлопастному НВ для 1, 2, 3 и 4-й гармоник силы тяги. В данном случае суммируются и действуют на втулку только 2-я и 4-я гармоники силы тяги, а переменные силы всех остальных гармоник, не кратных числу лопастей, взаимно уничтожаются и на втулку не передаются. Поэтому гармоники переменных сил, кратные числу лопастей, часто называют «проходными», а остальные гармоники, не кратные числу лопастей, — «непроходными». Для трехлопастного НВ вертолета Ми-2 «проходными» являются 3, 6, 9-я и т. д. гармоники, для пятилопастного НВ вертолетов типа Ми-6 и Ми-8 — 5,

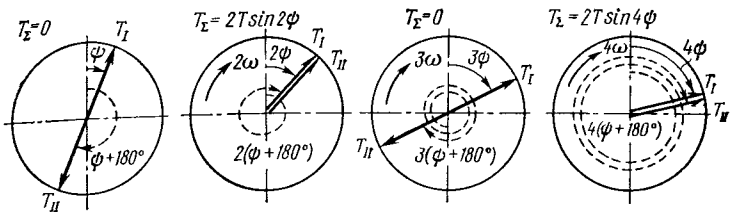


Рис. 5.7. Схема суммирования переменных сил на втулке двухлопастного НВ

10, 15-я и т. д., для НВ с произвольным числом лопастей $kz_{л}$, где $k=1, 2, 3...$

В плоскости вращения винта суммирование и взаимное уничтожение на втулке различных гармоник переменных сил лопастей осуществляется таким образом, что «проходными» оказываются так называемые комбинационные гармоники, кратные $kz_{л}+1$. Например, на двухлопастном НВ переменные силы лопастей третьей гармоники, действующие в плоскостях тяги и вращения, не дадут суммарной переменной силы тяги, а в плоскости вращения на втулке возникнут переменные силы 2-й и 4-й гармоник (3 ± 1).

Переменные силы «проходных» гармоник, передающиеся от лопастей на втулку НВ и далее на фюзеляж, являются источником вибраций конструкции вертолета. Постоянные части суммарных сил и моментов на втулке представляют собой интересующие нас аэродинамические силы и моменты. Такова механика суммирования на втулке НВ переменных сил лопастей при условии, что все лопасти совершенно одинаковы.

Если же какая-нибудь одна лопасть существенно отличается от остальных по своим аэродинамическим, массовым и жесткостным характеристикам, изложенные выше правила суммирования сил и шарнирных моментов лопастей на втулке НВ нарушаются. В этом случае изменяются силы и шарнирный момент, действующие на указанную некондиционную лопасть, углы взмаха и качания ее относительно соответствующих шарниров втулки, упругие изгибные и крутильные деформации. В результате она «выпадает» из общего конуса вращения НВ, а действующие на нее дополнительные силы полностью передаются на втулку по всему спектру гармоник. Поскольку в гармоническом спектре нагрузки каж-

дой лопасти преобладает первая гармоника (с частотой вращения винта), именно эта гармоника практически определяет переменные силы и моменты на втулке неуравновешенного НВ.

Аэродинамические силы, создаваемые НВ при нейтральном положении автомата перекося, в общем случае должны определяться в скоростной системе осей координат, ориентированной по вектору скорости полета вертолета. В этих осях координат направленная вверх составляющая результирующей аэродинамической силы НВ называется подъемной, направленная вперед — пропульсивной и направленная вбок перпендикулярно указанным силам — боковой. Однако для аэродинамического расчета вертолета, анализа характеристик его балансировки, устойчивости и управляемости необходимо знать аэродинамические силы НВ в связанных осях координат, которые называются соответственно силой тяги, продольной и поперечной силами.

Для определения силы тяги, продольной и поперечной сил НВ рассмотрим полет вертолета без скольжения и спроектируем силы тяги и лобового сопротивления произвольной лопасти, находящейся в азимутальном положении ψ и имеющей угол взмаха β , на связанные оси координат (рис. 5.8). Влияние скольжения на аэроди-

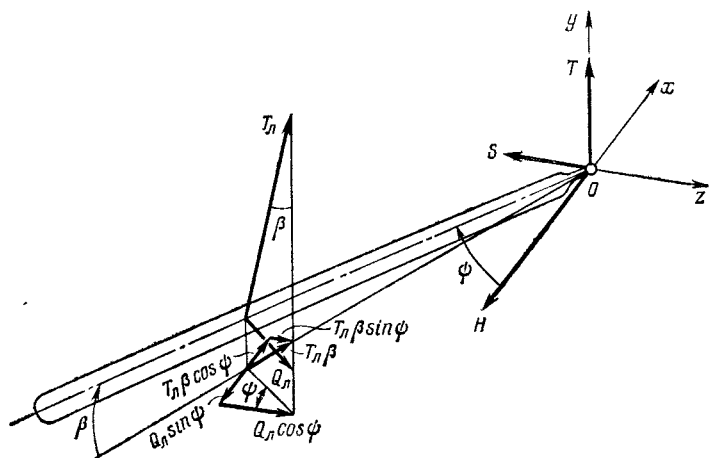


Рис. 5.8. Схема формирования силы тяги, продольной и боковой сил НВ

намические силы и моменты НВ учтем далее с помощью соответствующих формул пересчета.

При линейной зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки сечений лопасти коэффициент силы тяги НВ

$$c_T \approx c_y^a \sigma \left[\frac{1}{2} \lambda + \frac{1}{3} \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \varphi_0 \right].$$

В плоскости вращения аэродинамические силы лопастей создают продольную и поперечную суммарные силы НВ. Для НВ левого вращения положительными считаются продольная сила H , направленная назад, и поперечная сила S , направленная влево. Согласно рис. 5.8 для одной рассматриваемой лопасти:

$$\begin{aligned} H_L &= Q_L \sin \psi - T_L \beta \cos \psi; \\ S_L &= - (Q_L \cos \psi + T_L \beta \sin \psi). \end{aligned}$$

Суммарные продольная и поперечная силы НВ определяются также выражениями вида (5.3):

$$\left. \begin{aligned} H &= 0,5c_H \rho F_{\text{н.в}} (\omega R)^2; \\ S &= 0,5c_S \rho F_{\text{н.в}} (\omega R)^2. \end{aligned} \right\} \quad (5.15)$$

Даже в упрощенной линейной постановке расчетные формулы для коэффициентов продольной и поперечной сил НВ имеют довольно громоздкую, трудно обозримую структуру, а результаты расчетов по этим формулам неудовлетворительно согласуются с соответствующими экспериментальными данными. Поэтому в настоящее время аэродинамические характеристики НВ обычно вычисляют по сложным алгоритмам с помощью ЭВМ, учитывая нелинейную экспериментальную зависимость аэродинамических характеристик профилей лопасти от углов атаки и чисел M , изменение индуктивной скорости по ометаемому НВ диску, а также иногда распределение давления на лопасти, нестационарность ее обтекания, упругость НВ и другие факторы. Обратимся к анализу зависимостей коэффициентов аэродинамических сил и моментов НВ от основных параметров режима полета вертолета, которые получены именно таким образом. Проанализируем зависимость коэффициента силы тяги от углов общего шага и атаки НВ (рис. 5.9). Вид-

но, что при умеренных значениях φ_0 и $\alpha_{H\theta}$ коэффициент силы тяги НВ зависит от них практически линейно, однако при дальнейшем увеличении этих параметров рост c_T замедляется и прекращается вследствие развития зоны срыва потока с лопастей. С увеличением скорости полета вертолета при постоянных значениях φ_0 и $\alpha_{H\theta}$ коэффициент силы тяги также несколько возрастает, так как увеличивается секундная масса взаимодействующего с НВ воздуха. Затем при $V > 250$ км/ч величина c_T стабилизируется и даже уменьшается, что обусловлено двумя основными причинами. Во-первых, при столь большой для вертолета скорости полета НВ не успевает «обрабатывать» обтекающий его воздух, индуктивная скорость резко уменьшается (см. рис. 2.4), количество движения и импульс силы отбрасываемой струи НВ не возрастают или даже уменьшаются. Во-вторых, сказывается срыв потока с лопастей. При отрицательных значениях угла атаки НВ, соответствующих в основном режимам горизонтального полета вертолета, коэффициент c_T почти не изменяется по скорости полета.

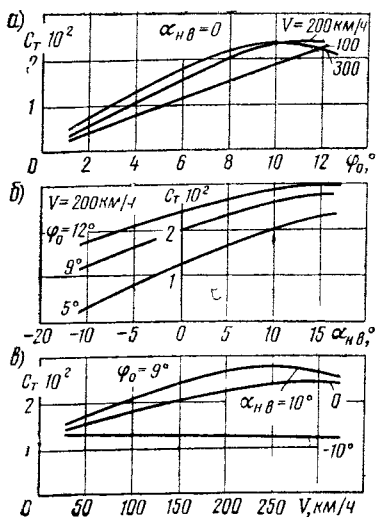


Рис. 5.9. Зависимость коэффициента силы тяги НВ от параметров полета вертолета

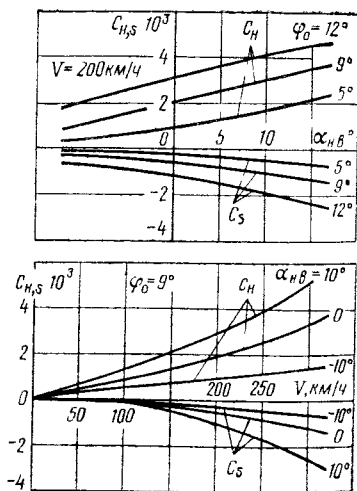


Рис. 5.10. Зависимость коэффициентов продольной и боковой сил НВ от параметров полета вертолета

Обратимся далее к зависимости коэффициентов продольной и поперечной сил НВ от тех же кинематических параметров (рис. 5.10). При увеличении углов общего шага и атаки НВ, а также скорости полета вертолета продольная сила, направленная назад ($c_H > 0$) и поперечная сила, направленная вправо ($c_S < 0$), интенсивно возрастают, особенно при таких сочетаниях φ_0 , $\alpha_{нв}$ и V , когда на НВ развивается область срыва потока. Продольная сила обычно составляет 5—10, а поперечная 2—4% от силы тяги НВ. При этом отношение c_H/c_T весьма близко к коэффициенту махового движения a_1 , т. е.

$$c_H \approx c_T a_1. \quad (5.16)$$

Физически это означает, что в продольной плоскости симметрии вертолета равнодействующая аэродинамических сил НВ приблизительно совпадает с осью конуса вращения лопастей, описываемого с точностью до первых гармоник. Для поперечной силы НВ соотношения, аналогичного (5.16), в общем случае не получается, так как малая по абсолютному значению поперечная сила подвержена сложному влиянию многих факторов.

Зависимость коэффициента продольной силы от угла атаки НВ и скорости полета вертолета в значительной мере определяет продольную статическую устойчивость НВ. Если, например, при полете вертолета угол атаки НВ увеличится под действием восходящего порыва ветра, продольная сила возрастет, создавая дополнительный кабрирующий момент, что будет способствовать дальнейшему увеличению угла атаки. Следовательно, НВ статически неустойчив по углу атаки. Если же по какой-либо причине увеличится скорость полета, продольная сила также возрастет, препятствуя дальнейшему увеличению скорости. Следовательно, НВ статически устойчив по скорости полета вертолета.

Управляющие аэродинамические силы НВ, создаваемые продольным или поперечным отклонением автомата перекоса на углы \varkappa и η , определяют на основе теории эквивалентного винта. Опуская довольно громоздкие математические выкладки, изложенные в книге [10], приведем окончательные расчетные выражения:

$$\Delta H_{упр} = T D_1 \varkappa; \quad \Delta S_{упр} = T D_1 \eta, \quad (5.17)$$

справедливые для всех эксплуатационных режимов полета.

Таким образом, при заданных отклонениях конкретного автомата перекоса управляющие силы полностью определяются силой тяги НВ. Следовательно, чем больше сила тяги НВ, тем при прочих равных условиях выше эффективность продольно-поперечного управления вертолетом.

Направленная вперед управляющая продольная сила ($\Delta H_{упр} < 0$) обеспечивает поступательное движение вертолета с горизонтальной скоростью. Управляющая поперечная сила на установившихся режимах висения и малых скоростей полета вертолета направлена вправо ($\Delta S_{упр} < 0$), уравнивающая направленную влево силу тяги рулевого винта (РВ), а с увеличением скорости управляющая поперечная сила направлена обычно влево ($\Delta S_{упр} > 0$), уравнивающая аэродинамическую поперечную силу НВ, направленную вправо. Маневрирование вертолета на переходных режимах обеспечивается главным образом соответствующими направлением и значением управляющих продольной и поперечной сил НВ.

Силы $\Delta H_{упр}$ и $\Delta S_{упр}$ создают относительно центра масс вертолета управляющие моменты:

$$M_{z\text{ упр}} = \Delta H_{упр} y_T; \quad M_{x\text{ упр}} = \Delta S_{упр} y_T. \quad (5.18)$$

Значительное влияние на управляющие моменты НВ оказывает разнос горизонтальных шарниров на втулке.

Моменты на втулке НВ, обусловленные разносом горизонтальных шарниров, определяются согласно расчетной схеме рис. 5.6:

$$\left. \begin{aligned} M_{z_H} &\approx - (z_L l_T) / 2\pi \int_0^{2\pi} F_{y_T} \cos \psi d\psi; \\ M_{x_H} &\approx - (z_L l_T) / 2\pi \int_0^{2\pi} F_{y_L} \sin \psi d\psi. \end{aligned} \right\} \quad (5.19)$$

Для НВ левого вращения положительный поперечный момент на втулке, как и поперечная сила, соответствует левому крену вертолета. В свою очередь, суммарная вертикальная сила лопасти, приложенная к горизонтальному шарниру,

$$F_{y_{\Gamma}} = \int_0^R [dT - dm (r\ddot{\beta} + g)] \cos \beta. \quad (5.20)$$

Пологая $\cos \beta \approx 1$ и выполняя необходимые преобразования выражений (5.19) и (5.20) с учетом формул (1.1), (1.2), (1.9), (3.2) — (3.4), получим:

$$\left. \begin{aligned} M_{z_{\text{Н}}} &\approx 0,5 z_{\Gamma} l_{\Gamma} S_{\Gamma} \omega^2 a_1; \\ M_{x_{\text{Н}}} &\approx 0,5 z_{\Gamma} l_{\Gamma} S_{\Gamma} \omega^2 b_1 \end{aligned} \right\} \quad (5.21)$$

Как следует из выражений (5.21), моменты на втулке от разноса горизонтальных шарниров создаются инерционными силами от махового движения лопастей, тогда как моменты аэродинамических сил пренебрежимо малы. При суммировании самих сил на втулке НВ, наоборот, взаимно уравновешиваются все инерционные силы и «проходят» определенным образом только аэродинамические силы лопастей.

Итак, продольный и поперечный моменты на втулке НВ пропорциональны разносу горизонтальных шарниров, числу и центробежным силам $C_d = S_{\Gamma} \omega^2$ лопастей, углам отклонения конуса НВ в продольной и поперечной плоскостях. По своему значению моменты на втулке (5.21) соизмеримы с соответствующими моментами относительно центра масс вертолета от продольной и поперечной сил на плече вертикальной центровки.

Поскольку коэффициенты махового движения a_1 и b_1 учитывают криволинейное движение вертолета в пространстве согласно формулам (3.12), (5.13) и отклонения автомата перекося согласно формулам (4.11), получается, что разнос ГШ увеличивает демпфирующие (5.10) и управляющие (5.18) моменты НВ:

$$M_d = M_{d_0} K_{\Gamma}; \quad M_{упр} = M_{упр_0} K_{\Gamma}, \quad (5.22)$$

где M_{d_0} и $M_{упр_0}$ — демпфирующий и управляющий моменты НВ при $l_{\Gamma} = 0$.

Коэффициент K_{Γ} влияния разноса горизонтальных шарниров $K_{\Gamma} = 1 + (z_{\Gamma} l_{\Gamma} S_{\Gamma} \omega^2) / (2y_{\Gamma} T) = 1,5 \dots 1,8$.

Вместе с тем влияние разноса горизонтальных шарниров на аэродинамическую нагрузку, маховое движение лопасти и суммарные аэродинамические силы НВ весьма незначительно, что оправдывает использование допущение $l_{\Gamma} = 0$. При более строгом анализе рассматри-

ваемых моментов на втулке НВ выявляются дополнительные члены выражения (5.22), характеризующие достаточно сложные аэродинамические и инерционные перекрестные связи махового движения лопастей и циклического управления НВ. В количественном отношении перекрестные связи невелики, что оправдывает упрощенное, но наглядное и физически понятное представление моментов на втулке (5.22), обусловленных разным горизонтальных шарниров.

Разнос горизонтальных шарниров существенно улучшает управляемость и динамическую устойчивость вертолета. Однако с увеличением l_T возрастают действующие на втулку переменные силы и моменты, а также уровень вибраций конструкции вертолета. Поэтому разнос горизонтальных шарниров практически определяется значением минимально необходимым для размещения горизонтальных шарниров на ступице втулки, что обеспечивает наибольшую жесткость и наименьшую массу втулки при приемлемых характеристиках балансировки, устойчивости и управляемости вертолета.

Скольжение вертолета изменяет продольную и поперечную силы НВ следующим образом (рис. 5.11):

$$\left. \begin{aligned} H &= H' \cos \beta_{ск} - S' \sin \beta_{ск}; \\ S &= S' \cos \beta_{ск} + H' \sin \beta_{ск}. \end{aligned} \right\} \quad (5.23)$$

Величины, обозначенные штрихом, представляют собой пропульсивную H' и боковую S' силы НВ, измеряемые в скоростных осях координат.

При скольжении на правый борт ($\beta_{ск} > 0$) продольная сила, направленная назад, почти не изменяется, а поперечная сила, направленная при $\beta_{ск} = 0$ вправо, ин

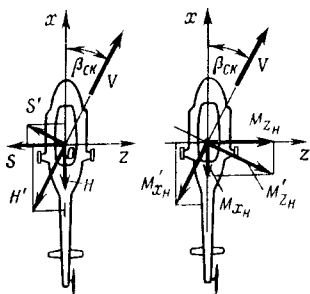
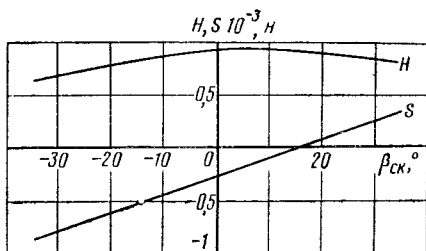


Рис. 5.11. Схема изменения сил и моментов на втулке НВ при скольжении вертолета

Рис. 5.12. Зависимость продольной и боковой сил НВ от угла скольжения вертолета



тенсивно возрастает и при $\beta_{ск} = 10...20^\circ$ изменяет направление своего действия (рис. 5.12). При скольжении на левый борт ($\beta_{ск} < 0$) продольная сила немного уменьшается, а поперечная сила существенно возрастает, действуя вправо. Получается, что существенная по значению пропульсивная сила «перетекает» вследствие скольжения в незначительную поперечную силу, подавляя ее при больших углах скольжения. При полете вертолета боком вперед ($\beta_{ск} = \pm 90^\circ$) продольная и поперечная силы НВ меняются местами.

Поперечная сила изменяется при скольжении таким образом, что способствует боковому смещению и накрениванию вертолета против скольжения. Следовательно, НВ обладает поперечной статической устойчивостью по углу скольжения.

Продольный и поперечный моменты на втулке НВ из-за разноса горизонтальных шарниров изменяются при скольжении вертолета аналогично соответствующим силам (см. рис. 5.11): $M_{z_H} = M'_{z_H} \cos \beta_{ск} - M'_{x_H} \sin \beta_{ск}$;

$$M_{x_H} = M'_{x_H} \cos \beta_{ск} + M'_{z_H} \sin \beta_{ск}.$$

Моменты, обозначенные штрихом, измеряются в скоростных осях координат. Продольная и поперечная управляющие силы, соответствующие им моменты, а также демпфирующие моменты НВ измеряются в связанных осях координат (как и параметры χ , η , ω_z , ω_x) и поэтому от угла скольжения вертолета не зависят.

Крутящий момент НВ определяют также достаточно сложным расчетом на ЭВМ в зависимости от основных параметров режима полета вертолета (рис. 5.13). Видно, что при постоянном значении скорости полета увеличение общего шага вызывает рост крутящего момента во всем эксплуатационном диапазоне углов атаки НВ,

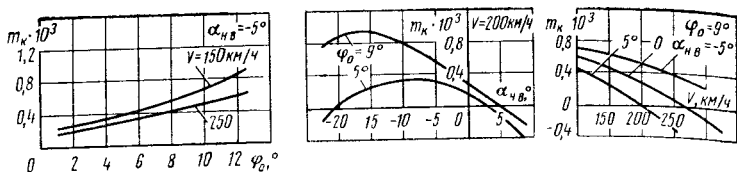


Рис. 5.13. Зависимость коэффициента крутящего момента от параметров полета вертолета

тогда как увеличение угла атаки приводит, наоборот, к резкому уменьшению крутящего момента во всем эксплуатационном диапазоне углов общего шага НВ. Физически это понятно: увеличение угла установки лопастей непосредственно увеличивает их сопротивление вращению НВ, а при увеличении угла атаки винт все в большей мере получает энергию от набегающего снизу встречного воздушного потока, так что при достаточно больших значениях $\alpha_{н-в}$ он может вообще перейти на режим самовращения, когда $M_k = 0$, и далее на режим ветряка, когда $M_k < 0$. Поэтому увеличение скорости полета при нулевых и положительных значениях $\alpha_{н-в}$ также существенно уменьшает M_k , а при $\alpha_{н-в} < 0$ влияет на M_k слабо. Уменьшение крутящего момента наблюдается и при больших отрицательных углах атаки НВ.

Расчетный угол общего шага φ_0 , измеряемый на относительном радиусе $\bar{r} = 0,7$ лопастей при $\beta = \Theta_1 = \Theta_2 = 0$, на $1-2^\circ$ больше угла общего шага НВ по указателю в кабине экипажа.

В общем случае коэффициент крутящего момента равен сумме следующих составляющих:

$$m_k = m_{кр} + m_{ксж} + m_{кн} + m_{кдв} + m_{кз},$$

где $m_{кр}$, $m_{ксж}$, $m_{кн}$, $m_{кдв}$ — соответственно коэффициенты профильного, волнового, индуктивного и пульсивного крутящих моментов;

$m_{кз}$ — коэффициент крутящего момента, затрачиваемого на маховое движение лопастей.

Коэффициент профильного крутящего момента вычисляют на установившихся режимах горизонтального полета вертолета по приближенной формуле

$$m_{кр} \approx \frac{1}{4} \sigma (1 + 5\mu^2) c_{x_0},$$

где c_{x_0} — минимальный коэффициент сопротивления профиля (см. рис. 1.8).

Коэффициент $m_{ксж}$ представляет собой приращение коэффициента крутящего момента вследствие влияния сжимаемости воздуха при прочих равных условиях. Приближенно

$$m_{ксж} \approx K_{сж} (M_0 - 0,4)^2,$$

где M_0 — окружное число M , измеряемое на конце лопастей НВ на режиме висения;

$K_{сж} = (1 \dots 4) 10^{-4}$ — коэффициент сжимаемости, зависящий от аэродинамической компоновки, геометрической крутки и качества отделки лопастей, коэффициента силы тяги НВ, скорости полета вертолета. Меньшие значения указанного диапазона $K_{сж}$ соответствуют горизонтальному полету вертолета с небольшими полетной массой и скоростью, большие значения — скоростному полету на предельном режиме.

Коэффициент индуктивного крутящего момента определяют при $\mu > 0,1$ по приближенной формуле $m_{ки} \approx 0,3 (c_T^2 / \mu)$.

Коэффициент пропульсивного крутящего момента, затрачиваемого на преодоление сопротивления планера вертолета и набор высоты, $m_{кдв} \approx -(c_T \alpha_{н.в} + c_H) \mu$.

Если в выражениях (1.1), (1.2), (1.3), (1.6), (1.10), (1.11), (3.2), (3.3), (5.4) выделить компоненты, непосредственно зависящие от значения β и ее производной, и выполнить необходимые алгебраические и тригонометрические преобразования, отбрасывая для простоты члены с высшими гармониками и μ^2 , то можно убедиться, что $m_{к\beta} = 0$. Следовательно, непосредственно на маховое движение лопастей, а также на циклическое управление НВ крутящий момент (мощность) не затрачивается, что представляет собой важную особенность

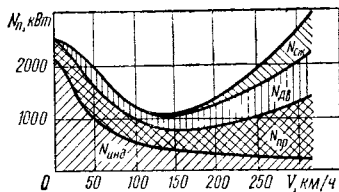


Рис. 5.14. Зависимость компонентов потребляемой мощности от скорости полета вертолета

шарнирного НВ. Влияние криволинейного движения и скольжения вертолета на крутящий момент НВ не существенно и может не приниматься во внимание.

Характер изменения компонентов потребной мощности по скорости горизонтального полета типичен для всех вертолетов (рис. 5.14). Видно, что по мере увеличения скорости индуктивный компонент потребной мощности уменьшается, а остальные компоненты возрастают.

5.3. РЕЖИМЫ СНИЖЕНИЯ

Основной вид снижения вертолета в нормальных условиях летней эксплуатации — планирование по наклонной траектории с поступательной скоростью. При этом НВ обтекается встречным воздушным потоком под положительным или околонулевым углом атаки, в результате чего потребный крутящий момент существенно уменьшается (см. рис. 5.13).

Поэтому вертолет снижается по глиссаде с задрессированными двигателями.

При выполнении посадки по-вертолетному на ограниченную площадку используется вертикальное снижение. В этом случае потребный крутящий момент также меньше, чем на режиме висения, так как НВ получает дополнительную энергию от встречного воздушного потока. Поэтому вертикальное снижение вертолета, как и планирование, осуществляется при значениях общего шага НВ и мощности двигателей, меньших, чем на висении.

Таким образом, представляется, что при снижении аэродинамические характеристики НВ в целом благоприятнее, чем на режиме горизонтального полета. Однако именно при снижении вертолета существуют два наиболее сложных и специфичных режима работы НВ.

Режим вихревого кольца возникает при интенсивном вертикальном или крутом снижении вертолета с работающими двигателями в результате взаимодействия индуктивного потока НВ и набегающего на НВ встречного воздушного потока (рис. 5.15, а). На некотором расстоянии под НВ индуктивная скорость v становится равной скорости V_v вертикального снижения вертолета. При этом образуется некоторая поверхность раздела $a-a$,

по которой происходит растекание струй воздуха. Достигая этой поверхности, индуктивный поток как бы «останавливается», затем поворачивает навстречу НВ, частично снова засасывается винтом и снова отбрасывается им вниз. При увеличении скорости снижения вертолета поверхность раздела потоков приближается к НВ, в результате чего все большее количество воздуха вовлекается в циркуляционное движение вокруг НВ. При некоторой критической скорости снижения почти весь отбрасываемый винтом воздух снова подсасывается им и участвует в циркуляционном движении — наступает режим вихревого кольца (рис. 5.15, б).

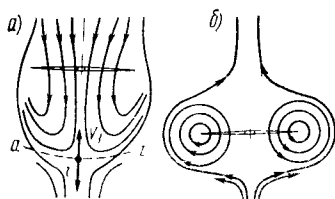


Рис. 5.15. Схема обтекания НВ при вертикальном снижении вертолета

Поскольку из замкнутой вихревой системы воздух не выбрасывается, подъемная сила лопастей на периферийной части ометаемой поверхности НВ не создается, так что общая сила тяги НВ уменьшается. При этом вертикальная скорость снижения вертолета еще более возрастает, что, в свою очередь, усугубляет развитие вихревого кольца.

Следовательно, режим вихревого кольца неустойчив, что проявляется и в структуре потока, обтекающего НВ: поверхность раздела воздушных потоков периодически разрывается между лопастями, образующиеся вихри резко изменяют распределение аэродинамической нагрузки и махового движения лопастей. В результате сила тяги НВ становится пульсирующей, как, например, при попадании вертолета в спутный вихревой след.

При вертикальном снижении вертолета «провал» силы тяги НВ в результате попадания в режим вихревого кольца определяется сочетанием критических значений φ_0 и V_y (рис. 5.16), при крутом снижении по наклонной траектории — сочетанием критических значений φ_0 , $\alpha_{н.в}$ и V (рис. 5.17). Чем меньше φ_0 и V , чем больше V_y , тем быстрее наступает режим вихревого кольца, тем интенсивнее он проявляется.

Режим самовращения занимает особое место в аэродинамике НВ и играет важную роль в обеспечении

безопасности полетов, ибо на этом режиме выполняют снижение и вынужденную посадку вертолета при отказах двух двигателей, системы путевого управления и в некоторых других аварийных ситуациях.

Самовращением (авторотацией) называется такой режим работы НВ, когда для его вращения, создания силы тяги и пропульсивной силы используется энергия не двигателей вертолета, а набегающего на НВ воздушного потока. С энергетических позиций режим самовращения реализуется вследствие перехода потенциальной энергии положения вертолета в пространстве (т. е. уменьшения высоты полета H при снижении) и кинетической энергии поступательного движения со скоростью V в кинетическую энергию вращения НВ с частотой ω . Основное условие режима установившегося самовращения — равенство нулю крутящего и реактивного моментов НВ.

При вертикальном снижении вертолета со скоростью V_y на режиме самовращения сила тяги НВ в диапазоне углов общего шага $-2^\circ < \varphi_0 < 10^\circ$ примерно равна аэродинамическому сопротивлению плоской пластинки, площадь которой соответствует сметаемой площади НВ, а угол атаки — 90° :

$$T \approx 0,5c_{x_{пл}} F_{н.в} \rho V_y^2, \quad (5.24)$$

где $c_{x_{пл}} \approx 1,1$ — коэффициент аэродинамического сопротивления НВ.

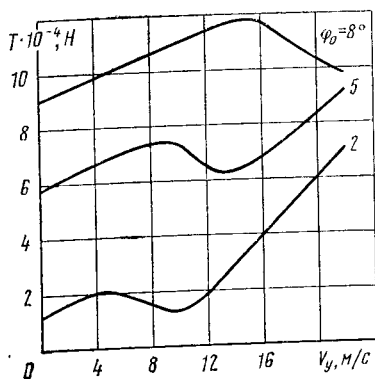


Рис. 5.16. Зависимость силы тяги от скорости вертикального снижения вертолета и общего шага НВ

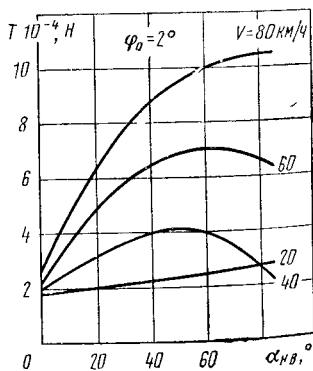


Рис. 5.17. Зависимость силы тяги от угла атаки НВ и поступательной скорости вертолета при крутом снижении

При установившемся вертикальном снижении с постоянной скоростью в нормальных атмосферных условиях формула (5.24) преобразуется к виду

$$V_y \approx -3,8 \sqrt{\bar{p}},$$

где $\bar{p} = G/F_{н.в.}$

Скорости вертикального снижения современных вертолетов на режиме самовращения НВ столь велики (20—30 м/с), что безопасная посадка практически невозможна. Поэтому вынужденную посадку на режиме самовращения НВ выполняют с пологим планированием вертолета и «подрывом» НВ непосредственно перед приземлением. Для правильного понимания физической сущности режима самовращения НВ рассмотрим работу элементов лопасти.

При вертикальном снижении вертолета со скоростью V_y каждый элемент лопасти имеет постоянную скорость обтекания $U = \sqrt{(\omega r)^2 + V_y^2}$. При этом подъемная сила dY и сила лобового сопротивления dX образуют в центре давления сечения лопасти элементарную равнодействующую dR (рис. 5.18). Условия самовращения элемента лопасти полностью определяются наклоном этой равнодействующей относительно оси вращения втулки НВ: если dR наклонена вперед ($\kappa > 0$, рис. 5.18, а), ее проекция на плоскость вращения направлена по вращению НВ ($dQ > 0$), если же dR отклонена назад ($\kappa < 0$, рис. 5.18, б), ее проекция на плоскость вращения направлена против вращения ($dQ < 0$). В свою очередь, при заданном значении V_y наклон вектора равнодействующей зависит главным образом от угла установки сечения лопасти φ : при небольшом значении φ сила dR наклонена вперед, что обеспечивает устойчивое самовращение (рис. 5.18, а), при большом же значении φ эта сила отклонена назад, а самовращение замедляется (рис. 5.18, б).

Поэтому для перехода на режим самовращения НВ, например в случае отказа силовой установки, пилот должен в первую очередь незамедлительно уменьшить общий шаг НВ до минимального.

Наклон вперед вектора dR тем больше, чем больше вертикальная скорость снижения вертолета. Это способ-

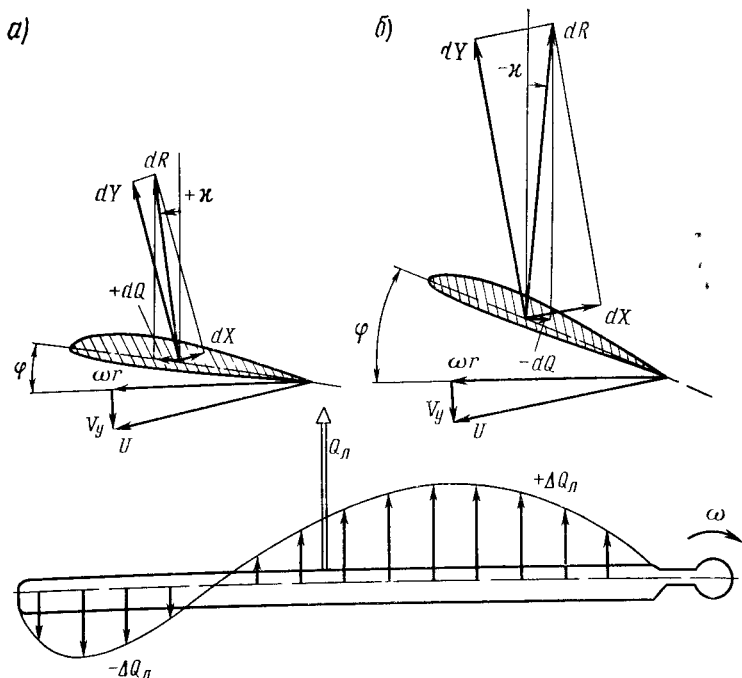


Рис 5.18. Схема скоростей обтекания и сил, действующих в сечениях лопасти на режиме самовращения НВ при вертикальном снижении вертолета

ствует переходу НВ на режим самовращения в первый момент аварийной ситуации и поддерживает этот режим при дальнейшем снижении вертолета. Из рис. 5.18 следует, что при увеличении окружной скорости элемента лопасти ωr вектор dR отклоняется назад. Поэтому концевые сечения лопасти обычно создают тормозящий момент, срединные и комлевые сечения — вращающий момент и лишь одно сечение, где $dQ=0$, работает в режиме установившегося самовращения.

При переходе на режим самовращения главное, чтобы равнодействующая dR элементарных сил была направлена вперед по вращению НВ, для чего и следует уменьшать общий шаг. Если же после прекращения подачи мощности на НВ сохранить исходное, достаточно большое значение общего шага, тормозящее действие

концевых элементов лопастей может вывести НВ из режима самовращения или во всяком случае вызвать недопустимое уменьшение частоты вращения НВ, что весьма опасно.

Важную роль в рассматриваемой ситуации играет компенсатор взмаха: при уменьшении в первый момент после отказа двигателей частоты вращения НВ и соответственно центробежных сил увеличится угол взмаха лопастей, а компенсатор взмаха, выполняя свое назначение, уменьшит угол их установки. Таким образом, компенсатор взмаха улучшает условия полета вертолета на режиме самовращения НВ.

При планировании вертолета с поступательной скоростью анализ условий самовращения значительно сложнее, чем при вертикальном снижении, ввиду изменения по азимуту кинематических параметров и аэродинамической нагрузки лопастей. Как правило, опережающая лопасть создает в окрестности азимута $\psi = 90^\circ$ тормозящий момент (рис. 5.19, а), а отстающая лопасть в окрестности азимута $\psi = 270^\circ$ — вращающий момент (рис. 5.19, б). Таким образом, при планировании вертолета с поступательной скоростью установившееся самовращение НВ характеризуется тем, что лопасти попеременно раскручивают и тормозят его вращение, т. е. попеременно одна лопасть «везет» другую.

Однако и на данном режиме основным условием устойчивого самовращения НВ является малое значение

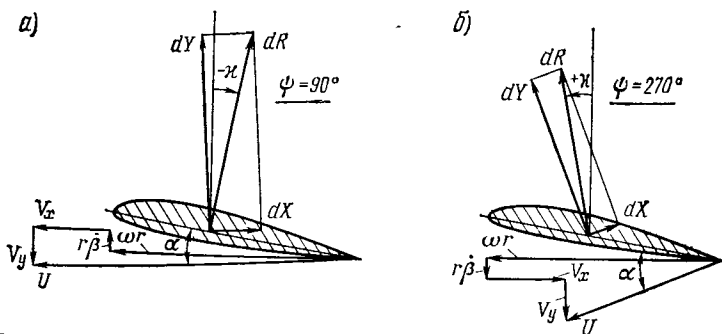


Рис. 5.19. Схема скоростей обтекания и сил, действующих в сечениях лопасти, на режиме самовращения НВ при планировании вертолета с поступательной скоростью

общего шага. Поэтому при возникновении аварийной ситуации, требующей перевода вертолета на режим самовращения НВ, пилот должен незамедлительно отклонить рычаг «шаг — газ» вниз до упора. Вообще, самовращение НВ обеспечивается не только соответствующим направлением, но и значением подъемной силы сечений лопастей. Поэтому существует минимальное значение коэффициента силы тяги несущего винта, при котором еще возможен режим самовращения при положении рычага «шаг—газ» на нижнем упоре ($C_{T \min} \approx 0,005$).

В конечном счете положение равнодействующей аэродинамических сил, действующих в сечении лопасти на режиме самовращения, определяется соотношениями коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления, т. е. аэродинамическим качеством профиля лопасти. Чем лучше аэродинамическое качество профилей и отделка поверхности лопасти, тем, естественно, выше летные данные вертолета не только на всех эксплуатационных режимах полета, но и на режиме самовращения несущего винта.

Важно отметить, что при фиксированном значении ϕ_0 режим самовращения устойчив: при увеличении V_y возрастают частота вращения и сила тяги НВ, снижение вертолета замедляется; при увеличении ω возрастают тормозящие моменты лопастей и раскрутка НВ также замедляется. Благодаря устойчивости режима самовращения НВ величина ω стабилизируется в определенных пределах без вмешательства пилота в управление, но стабилизированное значение частоты вращения устанавливается не автоматикой силовой установки, как обычно, а управляющими действиями пилота в каналах общего шага и продольного управления. Поэтому при возможном увеличении частоты вращения НВ сверх допустимого значения следует соразмерно увеличить общий шаг, т. е. «затяжелить» НВ.

Вместе с тем непосредственно перед приземлением вертолета важно сохранить частоту вращения НВ ближе к верхнему пределу, чтобы использовать кинетическую энергию вращения для резкого кратковременного увеличения общего шага («подрыва») НВ и уменьшения вследствие этого вертикальной скорости приземления.

Горизонтальная экранирующая поверхность оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики работающего вблизи нее НВ. Об этом можно судить прежде всего по приращениям углов атаки и соответственно аэродинамической нагрузки лопастей, проходящих при вращении над фюзеляжем вертолета, который находится в режиме висения вне влияния близости земли. Если охарактеризовать и зафиксировать два характерных азимутальных положения лопастей — над хвостовой балкой ($\psi=0$) и носовой частью фюзеляжа ($\psi=180^\circ$), углы атаки в сечениях лопасти изменяются по сравнению с условиями работы НВ в безграничном пространстве вполне определенным образом.

Приращения углов атаки наибольшие в комлевых сечениях лопасти, находящейся над достаточно широкой носовой частью фюзеляжа. В сечениях, внешней части лопасти, под которыми в азимуте $\psi=180^\circ$ нет фюзеляжа, а в азимуте $\psi=0$ расположена узкая цилиндрическая поверхность хвостовой балки, условия обтекания почти не изменяются.

Рассмотрим более общий и практически важный случай работы НВ вблизи ровной и твердой горизонтальной экранирующей поверхности, которая намного больше диаметра НВ (поверхность земли, палуба корабля) и расположена параллельно плоскости его вращения. В этих условиях индуктивный поток НВ, приближаясь к экранирующей поверхности, тормозится и растекается по ней, в результате чего эпюры индуктивных скоростей в плоскости вращения винта заметно изменяются (рис. 5.20). Уменьшение индуктивной скорости в плоскости вращения НВ вызывает увеличение истинных углов атаки сечений лопастей.

Если при приближении НВ к экранирующей поверхности выдерживать постоянную силу тяги, то вследствие уменьшения индуктивной скорости уменьшаются необходимая индуктивная мощность и соответственно полная мощность, необходимая для создания данной силы тяги НВ. Если же выдерживать постоянную мощность, подводимую к НВ, возрастает по той же причине сила тяги. Влияние экранирующей поверхности на аэродинамические характеристики НВ (рис. 5.21) удобно характеризовать

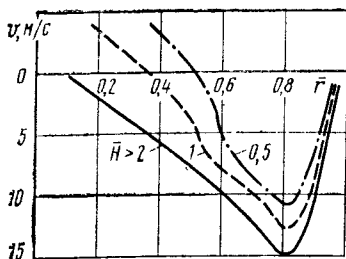


Рис. 5.20. Зависимость индуктивной скорости от радиуса сечения лопасти и расстояния НВ от экранирующей поверхности

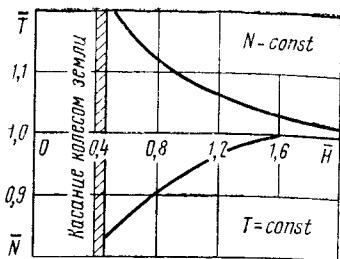


Рис. 5.21. Зависимость относительных силы тяги и потребной мощности НВ от относительного расстояния до горизонтальной экранирующей поверхности

по безразмерным значениям силы тяги \bar{T} и мощности \bar{N} , отнесенным к соответствующим размерным значениям в безграничном воздушном пространстве. Безразмерная высота \bar{H} , отнесена к радиусу НВ.

При висении вертолета, например, на высоте $H=R$ от плоскости вращения НВ до экранирующей поверхности сила тяги при постоянной мощности увеличивается на $\sim 8\%$, что достаточно существенно. Действительно, грузоподъемность вертолета Ми-8 может быть увеличена в этих условиях почти на 900 кг, а вертолета Ми-6 — почти на 3000 кг. Поэтому положительное влияние близости земли используется в летной эксплуатации для повышения грузоподъемности вертолетов, особенно в жаркое время года, когда уменьшается взлетная мощность двигателей. Из рис. 5.21 следует также, что влияние экранирующей поверхности практически прекращается при $H > 2R$.

Гидродинамический эффект влияния экранирующей поверхности на характеристики НВ заключается в том, что при полном торможении скоростного напора индуктивного потока $0,5\rho v^2$ на экранирующей поверхности атмосферное давление воздуха p_0 согласно закону Бернулли повышается до $p = p_0 + 0,5\rho v^2$ и под НВ возникает так называемая воздушная подушка, т. е. область повышенного давления. Поэтому обычно говорят, что вблизи экранирующей поверхности вертолет висит (перемещается) на воздушной подушке.

Состояние воздуха в самой воздушной подушке неоднородно: на периферии индуктивной струи НВ давление в воздушной подушке практически равно атмосферному, в центре оно несколько ниже максимального вследствие экранирования индуктивной струи фюзеляжем вертолета, а на относительных расстояниях $\bar{l} = l/R = 0,6...0,8$ от центра воздушной подушки давление максимально (рис. 5.22). Увеличение коэффициента подъемной силы за счет влияния воздушной подушки наблюдается главным образом в комлевых сечениях лопастей НВ (рис. 5.23). Поэтому уменьшение начального радиуса несущей поверхности лопастей, т. е. увеличение их корневого заполнения, позволяет заметно улучшить тяговые характеристики НВ при висении вертолета вблизи земли (рис. 5.24).

С увеличением барометрической высоты площадки, над которой висит вертолет, эффект воздушной подушки уменьшается вследствие разреженности воздуха. Для вертолета типа Ми-8 с увеличением высоты площадки на каждые 500 м высота влияния воздушной подушки уменьшается примерно на 1 м. Например, при висении вертолета над площадкой, расположенной на уровне моря, увеличение силы тяги НВ на 10% вследствие влияния воздушной подушки соответствует расстоянию от плоскости вращения НВ до поверхности площадки $H = 0,85R = 9$ м (см. рис. 5.21), при висении же на высоте 2000 м над уровнем моря такой прирост силы

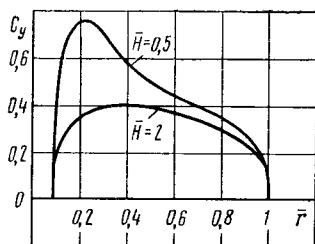
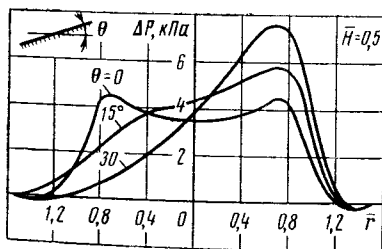


Рис. 5.22. Распределение избыточного давления воздуха по наклонной экранирующей поверхности

Рис. 5.23. Зависимость коэффициента подъемной силы от радиуса лопасти и относительного расстояния до экрана

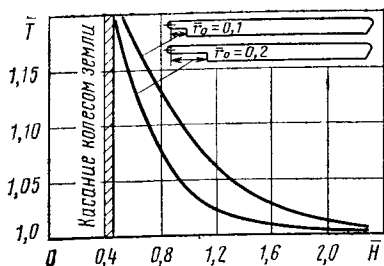


Рис. 5.24. Зависимость относительной силы тяги НВ от относительного расстояния до экранирующей поверхности и начального радиуса лопастей

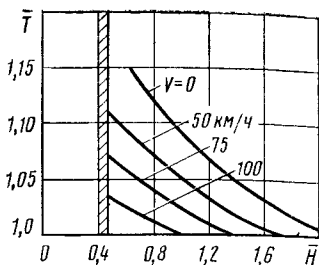


Рис. 5.25. Зависимость относительной силы тяги НВ от относительного расстояния до земли и скорости полета вертолета

тяги НВ достигается при $H \approx 5$ м, когда колеса шасси вертолета почти касаются поверхности площадки.

Эффект воздушной подушки зависит также от полетной массы и характера зависания вертолета. Чем больше полетная масса и соответственно потребный для висения общий шаг НВ, тем больше избыток давления в воздушной подушке, но вместе с тем и относительные потери этого давления при растекании индуктивного потока по поверхности земли. В результате относительный прирост силы тяги несколько уменьшается.

Под характером зависания вертолета в данном случае понимают вертикальную скорость его приближения к экранирующей поверхности при выполнении посадки по-вертолетному. Дело в том, что изложенные выше количественные закономерности эффекта воздушной подушки справедливы лишь в статике, т. е. при очень малой вертикальной скорости снижения вертолета перед приземлением. В динамике же приземления, когда $V_y \neq 0$, эффект воздушной подушки заметно уменьшается. Поэтому при выполнении грубой посадки с большой вертикальной скоростью рассчитывать на демпфирующее действие воздушной подушки в полной мере не приходится. Например, при выполнении вертикальной посадки на режиме самовращения НВ тормозящий эффект воздушной подушки уменьшает скорость приземления вертолета на 6—8%.

— При разгоне вертолета на предельно малой высоте в зоне влияния экранирующей поверхности эффект воздушной подушки по мере увеличения скорости полета быстро уменьшается (рис. 5.25), что обусловлено следующими основными факторами:

уменьшением индуктивной скорости и соответственно избыточного давления в воздушной подушке от заторможенного индуктивного потока;

смещением зоны заторможенного индуктивного потока назад по полету, в результате чего в передней части ометаемого несущим винтом диска лопасти выходят из области повышенного давления воздушной подушки;

меньшим экранирующим эффектом в скошенном индуктивном потоке по сравнению с вертикальным потоком.

Наклон экранирующей поверхности по отношению к плоскости вращения НВ вызывает значительную асимметрию в распределении давления по экранирующей поверхности (см. рис. 5.22). Появляется боковая гидродинамическая сила, которая действует на предметы, расположенные в струе от НВ, в том числе и на фюзеляж вертолета. При висении вертолета над склоном боковая сила воздушной подушки «отгоняет» вертолет от склона и наклоняет его параллельно склону, поэтому для компенсации этого эффекта необходимо наклонить вертолет к склону, что в целом усложняет условия зависания. Положительное влияние воздушной подушки на силу тяги НВ уменьшается и при $\Theta \gtrsim 40^\circ$, практически пропадает.

При висении вертолета над вершиной холма индуктивный поток НВ «утекает» по склонам холма и в меньшей степени преобразуется в воздушную подушку. Чем больше углы склона и меньше холм, тем меньше положительный эффект воздушной подушки (рис. 5.26). Если же углы склона холма превышают $\sim 40^\circ$, влияние воздушной подушки на характеристики НВ практически отсутствует.

При висении вертолета над центром конической ямы эффект воздушной подушки зависит от наклона стенок ямы при заданной высоте висения, которая в данном случае измеряется от плоскости, параллельной основанию ямы и секущей ее по окружности с радиусом R (рис. 5.27). Если яма неглубокая ($\Theta \lesssim 10^\circ$), эффект воздушной подушки повышается вследствие лучшего удержания

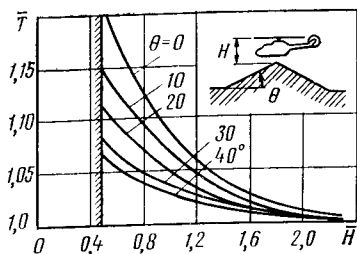


Рис. 5.26. Зависимость относительной силы тяги НВ от относительного расстояния до вершины и угла склона холма

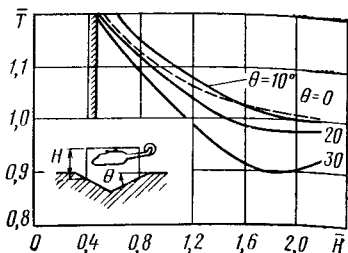


Рис. 5.27. Зависимость относительной силы тяги НВ от относительного расстояния до земли и угла наклона стенок ямы

и некоторого уплотнения воздушной подушки стенками ямы. Если же яма глубокая ($\theta \geq 20^\circ$), стенками ямы формируется вихревое течение воздуха с повторным забросом части индуктивного потока снова на НВ. Это вызывает уменьшение эффекта воздушной подушки, в принципе аналогичное уменьшению силы тяги НВ в режиме вихревого кольца. При висении на высоте около $H=2R$ от дна глубокой крутой ямы ($\theta=30\dots 40^\circ$) сила тяги НВ даже меньше, чем вне влияния близости земли, поэтому возникает опасная тенденция «засасывания» вертолета в такую яму.

Еще большее влияние на характеристики НВ оказывает цилиндрическая яма с вертикальными стенками. Если ее диаметр равен 2—2,5 диаметрам НВ, высота стенок и высота висения вертолета над краями ямы — примерно радиусу НВ, в яме образуется мощный вихревой тор и сила тяги НВ может уменьшиться на 20—30% по сравнению со свободной силой тяги, что весьма опасно. Если же диаметр ямы не превышает диаметра НВ, в ней образуется достаточно устойчивая и спокойная воздушная подушка, которая в целом оказывает положительное влияние на характеристики НВ.

Таким образом, влияние наклонов и конфигурации экранирующей поверхности (рельефа местности) достаточно сложное и преимущественно неблагоприятное. Поэтому в практике летной эксплуатации следует избегать зависаний и подлетов вертолета на предельно малой высоте над сильно пересеченной местностью.

Вертикальная экранирующая поверхность (стенка) также оказывает заметное влияние на аэродинамические характеристики НВ. При висении вертолета вблизи стенки (здания, надстройки авианесущего корабля, стенки ущелья и т. п.) уменьшается объем

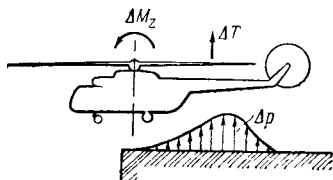


Рис. 5.28. Схема «углового эффекта» экранирующей поверхности

воздушного пространства над частью НВ, находящейся вблизи стенки. Это вызывает увеличение скорости воздушного потока между стенкой и НВ по сравнению с условиями обтекания НВ в безграничной атмосфере, что по физической сущности аналогично эффекту действия реактивного сопла. В результате уменьшаются истинные углы атаки концевых сечений лопастей, проходящих около стенки. В свою очередь, это вызывает уменьшение силы тяги НВ и появление подсосывающей силы и момента «на стенку», хотя в количественном отношении изменение характеристик НВ невелико.

При работе НВ в углу, образованном горизонтальной и вертикальной экранирующими поверхностями, проявляются обе противоположные тенденции: увеличения силы тяги вследствие влияния горизонтальной экранирующей поверхности и уменьшения силы тяги из-за влияния вертикальной экранирующей поверхности. В конечном счете основное практическое значение имеют не изменение силы тяги НВ в пределах нескольких процентов, а опасные подсосывающая сила и момент «на стенку», проявляющиеся при зависании вертолета на воздушной подушке ($\bar{N}=0,7...1$) вблизи вертикальной стенки ($\bar{l}=0,3...0,8$).

Чем шире и выше стенка, тем в большей мере она ослабляет положительный эффект воздушной подушки и «притягивает» к себе вертолет. Если же ширина или (и) высота ее меньше примерно половины радиуса НВ, то влияние на аэродинамические характеристики НВ не существенно. Поэтому следует избегать висения и перемещения вертолета вблизи углового экрана: над аэродромом (площадкой) вблизи зданий и строений, над палубой корабля вблизи палубных надстроек. Тем более опасно перемещение вертолета над обратным угловым

экраном (плоская крыша здания, обрез палубы), когда воздушная подушка под частью ометаемого диска НВ пропадает и вертолет резко наклоняется «над пропастью» (рис. 5.28).

Характер растительности и состав грунта посадочной площадки также влияют на эффект воздушной подушки.

При зависании вертолета над травяным покровом вследствие торможения воздуха в травяном слое скорость растекающегося индуктивного потока уменьшается. Соответственно увеличиваются избыточное давление в воздушной подушке и в целом положительный эффект ее действия. Прирост силы тяги НВ при этом примерно такой же, как при уменьшении высоты висения на высоту травяного покрова.

При зависании вертолета над кустарником индуктивный поток частично разрушается, возникают дополнительные вихреобразования и неупорядоченные течения воздуха, в результате чего эффект воздушной подушки заметно ослабевает. Аналогичная в принципе картина наблюдается и при зависании вертолета над кронами деревьев. При зависании вертолета над лесной поляной небольшого размера возникают вихревые течения воздуха, похожие на те, которые возникают в глубокой яме. Поэтому эффект воздушной подушки уменьшается, особенно если диаметр поляны составляет 1,5—2 диаметра НВ, а ограничивающие ее кустарник или кроны деревьев плотные.

Итак, влияние экранирующей поверхности на аэродинамические характеристики НВ, в свою очередь, подвержено влиянию многих факторов, правильно оценить и предвидеть которые не так просто. Поэтому для исключения самопроизвольного изменения силы тяги НВ в зависимости от рельефа местности и характера растительности, что может затруднить пилотирование вертолета и привести к его столкновению с землей, рекомендуется выполнять полеты на высоте не менее 15 м над обычно пересеченной и не менее 20 м над сильно пересеченной местностью со скоростью не менее 60 км/ч. Для вертолетов корабельного базирования не рекомендуется пересекать палубу на высоте существенного влияния эффекта воздушной подушки и приближаться к палубным надстройкам.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ РУЛЕВОГО И СООСНЫХ НЕСУЩИХ ВИНТОВ

6.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ РУЛЕВОГО ВИНТА

Рулевой винт (РВ) предназначен для уравнивания реактивного момента НВ, обеспечения путевой управляемости и устойчивости вертолета одновинтовой схемы.

РВ установлен на концевой балке вне зоны вращения и интенсивного аэродинамического влияния НВ, при этом зазор между концами лопастей несущего и рулевого винтов составляет не менее 0,25 м. Вращение РВ осуществляется от главного редуктора валами хвостовой трансмиссии через промежуточный и хвостовой редукторы. Окружные скорости вращения жестко связанных между собой несущего и рулевого винтов примерно одинаковы, при этом диаметр РВ в 4—7 раз меньше диаметра НВ, а частота вращения РВ соответственно во столько же раз больше.

Втулки применяют с разнесенными или совмещенными горизонтальными шарнирами, осевыми шарнирами, но, как правило, без вертикальных шарниров, а также втулки на кардановом подвесе. Устройство типа автомата перекоса у РВ отсутствует, а основными кинематическими параметрами, определяющими аэродинамическую нагрузку и маховое движение лопастей, являются угол установки $\varphi_{рв}$, скорость полета V , угол скольжения $\beta_{ск}$ и угловая скорость рысканья ω_y вертолета. Углом установки лопастей управляют при помощи педалей из кабины экипажа, обеспечивая поворот вертолета по курсу. В прямолинейном полете направление силы тяги РВ перпендикулярно направлению полета.

РВ имеет большой диапазон изменения углов установки лопасти (до 30°) — от положительных на обычных режимах полета до отрицательных на режиме самовращения НВ и при интенсивных левых разворотах вертолета.

Конструкция РВ и системы путевого управления вертолета таковы, что при перемещении вперед правой пе-

дали угол установки лопастей и сила тяги РВ увеличиваются. Вследствие этого создается путевой управляющий момент, под действием которого вертолет поворачивается по курсу, следуя «за ногой» пилота. При перемещении вперед левой педали вертолет поворачивается влево. Для уменьшения динамических нагрузок на хвостовую трансмиссию при резком перемещении правой педали в системе путевого управления современных вертолетов устанавливают гидродемпфер, с помощью которого ограничивается темп перемещения педалей и вырабатывается соответствующая сигнализация пилоту.

При прочих равных условиях сила тяги РВ и соответственно уровень динамического нагружения хвостовой трансмиссии пропорциональны плотности наружного воздуха. Поэтому в системе путевого управления современных вертолетов иногда устанавливают и так называемый подвижный упор, автоматически ограничивающий максимальный угол установки лопастей РВ при уменьшении температуры и увеличении давления наружного воздуха. Например, у вертолета Ми-26 максимальное значение $\varphi_{р.в}$ изменяется в зависимости от указанных факторов от 24 до 20°. При уменьшении плотности (увеличении температуры) наружного воздуха подвижный упор автоматически убирается, обеспечивая необходимый запас путевого управления.

Число лопастей РВ в среднем пропорционально полетной массе вертолета, что обеспечивает сохранение в заданных пределах аэродинамической нагрузки на лопасть. РВ вертолета Ми-2 — двухлопастный, вертолета Ми-8 — трехлопастный, Ми-6 — четырехлопастный, Ми-26 — пятилопастный. Лопасти, как правило, плоские (незакрученные), имеют несущий вертолетный профиль серии НАСА с переменной относительной толщиной по радиусу и прямоугольную форму в плане.

По сравнению с несущим винтом РВ работает в более тяжелых условиях (широкий диапазон изменения углов установки и атаки лопастей, значительные кориолисовы силы от махового движения и путевых разворотов вертолета). Кроме того, большие нагрузки возникают при ударах незашвартованной лопасти об ограничитель взмаха под воздействием интенсивных порывов ветра на земле. Поэтому удлинение лопастей РВ в 2—3 раза, а массовая характеристика в 1,5—2 раза меньше,

чем у лопастей НВ. Для уменьшения амплитуды махового движения лопастей коэффициент компенсатора взмаха РВ в 1,5—2 раза больше, чем у НВ.

РВ большинства типов вертолетов — толкающий, установлен справа по полету на концевой балке. При такой компоновке выше аэродинамическая эффективность винта и, кроме того, предотвращается дополнительное динамическое нагружение концевой (килевой) балки пульсирующим воздушным потоком, отбрасываемым РВ.

В настоящее время разработан многолопастный РВ типа вентилятора в кольцевом канале (фенестрон), устанавливаемый непосредственно в киле. Такая конструкция имеет ряд преимуществ (уменьшается вредное сопротивление вертолета, предотвращаются задевание вращающимися лопастями РВ за наземные предметы при маневрировании на предельно малых высотах, а также травмирование людей при работе вертолета на земле), однако ввиду конструктивных и эксплуатационных затруднений фенестрон пока не нашел широкого применения.

Кроме того, разрабатывают легкие вертолеты с так называемым ножницеобразным или Х-образным четырехлопастным РВ, лопасти которого имеют различные взаимные азимутальные углы установки на втулке (наподобие буквы Х). РВ такого типа обладает преимуществами перед обычным (с равномерным азимутальным распределением лопастей) по уровню шума и уменьшению неблагоприятного воздействия на лопасти концевых вихревых шнуров, генерируемых соседними лопастями.

Основной расчетный режим работы РВ — висение вертолета.

Режим висения характеризуется, в частности, тем, что РВ создает максимальную для установившихся режимов полета вертолета силу тяги, необходимую для уравновешивания реактивного момента НВ:

$$T_{p,в} = M_p / L_{p,в} = (0,06... \dots 0,07) T. \quad (6.1)$$

С учетом потерь силы тяги РВ на обдувку киля, а также потерь мощности

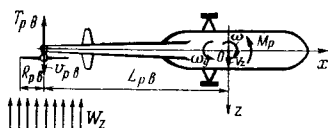


Рис. 61. Схема уравновешивания реактивного момента НВ

на трение в хвостовой трансмиссии для уравнивания реактивного момента НВ на режиме висения вертолета нужно затрачивать 8—10% мощности двигателя, не считая затрат мощности на поддержание в воздухе массы конструкции концевой балки, трансмиссии и самого РВ.

Для эксплуатационных условий докритического обтекания лопастей сила тяги РВ (рис. 6.1).

$$T_{РВ} = 0,5 C_{Тр.В}^{\alpha} \rho F_{Р.В} (\omega R)_{Р.В} [(\omega R)_{Р.В} \varphi_{Р.В} + V_z + W_z + \omega_y L_{Р.В}], \quad (6.2)$$

где W_z — скорость бокового ветра (положительная при ветре справа).

При больших значениях $\varphi_{Р.В}$, соответствующих положению правой педали вблизи упора, линейная зависимость (6.2) нарушается из-за срыва потока с лопастей.

Поляра РВ имеет в принципе такой же характер, как и поляра НВ, однако в количественном выражении она подвержена существенному аэродинамическому влиянию НВ и планера вертолета (рис. 6.2). Индуктивное влияние вихревой пелены НВ обычно улучшает аэродинамическую эффективность РВ, компенсируя в определенной мере вредное взаимовлияние РВ и планера.

Как следует из (6.1) и (6.2), при прочих равных условиях угол установки лопастей РВ, потребный для

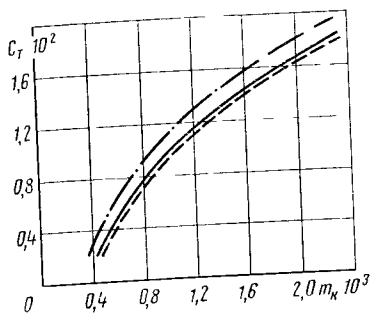


Рис. 6.2 Поляра РВ на режиме висения вертолета
 — — — одиночный РВ; - - - - - РВ+НВ; — · — · — РВ+НВ+планер

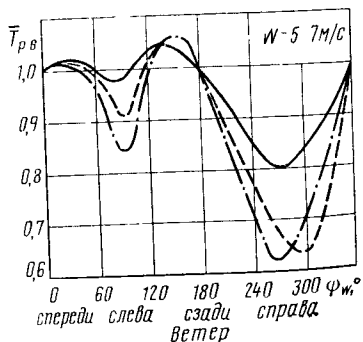


Рис. 6.3 Зависимость относительной силы тяги РВ от направления ветра при висении вертолета вне влияния близости земли:
 — — — изолированный РВ; - - - - - РВ+НВ

уравновешивания вертолета в азимутальной плоскости, возрастает при уменьшении плотности воздуха. Поэтому взлет по-вертолетному с высокогорных площадок иногда лимитируется не только располагаемой мощностью силовой установки, но и запасом путевого управления. Это обстоятельство учитывают в специальных номограммах для определения предельной полетной массы вертолета, которые содержатся в руководствах по летной эксплуатации.

Кроме того, как следует из (6.2), сила тяги РВ пропорциональна квадрату частоты вращения НВ или РВ, так как оба винта жестко связаны между собой хвостовой трансмиссией. А при постоянной мощности двигателей реактивный момент НВ обратно пропорционален частоте вращения: $M_p = N/\omega$. Поэтому при уменьшении ω потребное для уравновешивания вертолета увеличение угла установки лопастей НВ подчиняется кубической зависимости:

$$\varphi_{p.v} = \text{const}/\omega^3. \quad (6.3)$$

Следовательно, при выполнении висения вертолета в экстремальных условиях (предельная полетная масса, высокогорная площадка, высокая температура и турбулентность воздуха) нельзя допускать уменьшения частоты вращения НВ ниже номинальной, чтобы не исчерпать запас путевого управления.

Значительное влияние на работу РВ оказывают развороты вертолета в азимутальной плоскости с угловой скоростью ω_y , создающей на большом плече $L_{p.v}$ до РВ дополнительную осевую скорость обдувки лопастей $\omega_y L_{p.v}$. Изменение вследствие этого силы тяги РВ формирует демпфирующий путевой момент $M_{y_d} \approx \approx -0,5c_{r.v}^2 \rho F_{p.v} (\omega R)_{p.v} L_{p.v}^2 \omega_y$, направленный против разворота вертолета и улучшающий его динамические свойства.

При развороте вертолета в любую сторону существенно возрастает маховое движение лопастей РВ, что, в свою очередь, вызывает увеличение амплитуды переменных изгибающих моментов в комлевых участках лопастей и переменной части шарнирного момента. Поскольку втулка РВ обычно не имеет вертикальных шарниров, под действием кориолисовых сил от махо-

вого движения в плоскости силы тяги комлевые части лопастей нагружаются знакопеременными изгибающими моментами в плоскости вращения. Эти моменты значительно больше аэродинамических моментов от сил лобового сопротивления и в основном определяют динамическую прочность и ресурс лопастей.

Для уменьшения динамических нагрузок на РВ и хвостовую трансмиссию в руководствах по летной эксплуатации ограничивают угловую скорость разворота на висении $10-20^\circ/\text{с}$ (меньшие цифры относятся к тяжелому вертолету типа Ми-6, большие — к легкому типа Ми-2). Этому же способствует установка гидродемпфера и переменного упора в системе путевого управления.

Существенным фактором в аэродинамике РВ на режиме висения вертолета является ветер. Относительная сила тяги $\bar{T}_{р.в} = T_{р.в}(W)/T_{р.в0}$ претерпевает значительные изменения при обдуве вертолета ветром со скоростью $W=5..7$ м/с с различных азимутальных направлений ψ_w (рис. 6.3). При ветре слева и особенно справа сила тяги изолированного РВ резко уменьшается, тогда как при ветре спереди и сзади она почти не изменяется: $T_{р.в}(\psi_w = 0) \approx T_{р.в}(\psi_w = 180^\circ) \approx T_{р.в0}$.

Индуктивное влияние вихревой пелены несущего винта на РВ оказывается благоприятным при ветре слева, уменьшая «провал» силы тяги РВ. Аэродинамическое влияние планера (главным образом кия) на РВ оказывается благоприятным для всех направлений ветра, в частности, значительно уменьшая «провал» величины $\bar{T}_{р.в}$ при ветре справа. При увеличении скорости бокового ветра до 10 м/с сила тяги РВ при ветре слева уменьшается примерно на 20%, а при ветре справа — почти в 1,5 раза по сравнению со штормовыми условиями.

Практически висение вертолета выполняется, как правило, вблизи земли (или другой экранирующей поверхности), где влияние ветра на силу тяги РВ проявляется несколько иначе (рис. 6.4). По-прежнему при ветре спереди и сзади $\bar{T}_{р.в} \approx \text{const}$. Однако по сравнению с условиями висения вертолета вдали от земли при ветре слева сила тяги изолированного РВ уменьшается более резко, положительное индуктивное влия-

ние НВ гораздо меньше, а аэродинамическое влияние планера способствует «провалу» величины $\bar{T}_{р.в}$. При ветре справа и НВ и планер уменьшают тягу РВ.

Аэродинамическое взаимодействие НВ, РВ и планера вертолета в условиях действия ветра и близости земли столь сложно, что не поддается пока четкой физической трактовке. Однако практически важен сам факт уменьшения силы тяги РВ при боковом ветре, который объясняется следующими основными причинами: при ветре слева уменьшаются углы атаки лопастей и согласно выражению (6.2) — сила тяги РВ;

при ветре справа, направленном навстречу индуктивному потоку РВ, в определенном диапазоне скорости ветра ($W_z=5..10$ м/с) РВ попадает в режим вихревого кольца аналогично НВ в условиях вертикального или крутого снижения вертолета.

Случаи уменьшения эффективности путевого управления неоднократно отмечались в практике летной эксплуатации вертолетов при сильном боковом ветре и энергичных разворотах на висении.

В рассматриваемом аспекте важное значение имеет направление вращения РВ. Если лопасти в нижнем положении вращаются вперед по полету, уменьшение силы тяги РВ при боковом ветре происходит не столько резко, как при вращении лопастей в нижнем положении назад по полету. В первом случае лопасти в нижней части ометаемого диска движутся навстречу воздушному потоку, создаваемому НВ и встречным ветром (вертолет, как правило, зависает против ветра), поэтому результирующая скорость обтекания лопастей и сила тяги РВ уве-

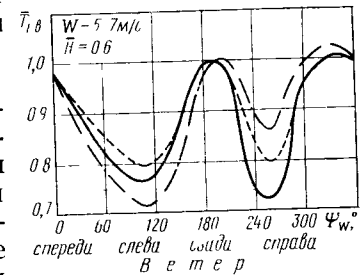


Рис. 6.4. Зависимость относительной силы тяги РВ от направления ветра при висении вертолета вблизи земли (обозначения см. рис. 6.3)

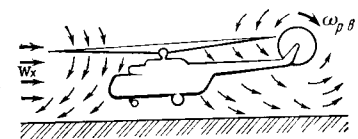


Рис. 6.5. Схема обтекания РВ при висении вертолета вблизи земли в условиях встречного ветра

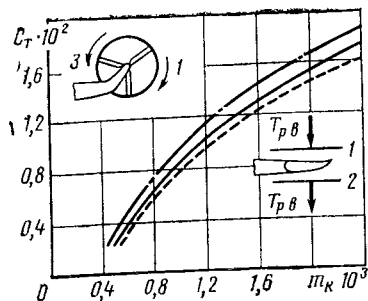


Рис. 6.6. Поляры РВ:

1 — толкающий РВ (в нижнем положении лопасти вращаются по полету), 2 — тянущий РВ (лопасти вращаются по полету), 3 — тянущий РВ (лопасти вращаются против полета)

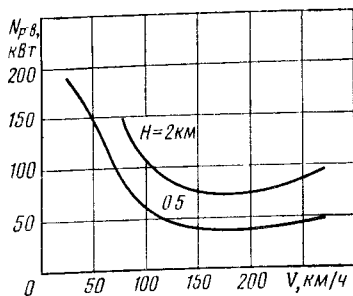


Рис. 6.7. Зависимость мощности, потребной для вращения РВ, от скорости и высоты полета вертолета

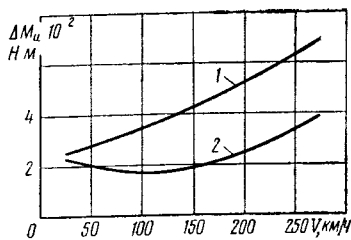


Рис. 6.8. Зависимость амплитуды изгибающего момента в плоскости вращения РВ от скорости полета вертолета: 1 — без килля; 2 — с килем

личиваются (рис. 6.5). Во втором случае результирующая скорость обтекания лопастей и сила тяги РВ уменьшаются. Именно поэтому на большинстве современных вертолетов лопасти РВ вращаются в нижнем положении в направлении полета (по часовой стрелке при виде на вертолет слева), для чего некоторые типы серийных вертолетов доработаны — толкающий РВ для сохранения агрегатов хвостовой трансмиссии переставили с правой стороны концевой балки на левую, и он стал таким образом тянущим. Однако на новых типах вертолетов РВ вращается в указанном рациональном направлении и вместе с тем является толкающим, что в целом повышает его аэродинамическую эффективность (рис. 6.6).

Итак, сильный боковой ветер, энергичные перемещения вбок и развороты вертолета на висении существенно уменьшают силу тяги РВ. В связи с этим для обеспечения необходимого запаса путевого управления в руководствах по летной эксплуатации регламентированы ограничения по скорости бокового ветра и угловой скорости разворота. Кроме того, потребная для путевого балансировки сила

тяги РВ возрастает при увеличении полетной массы, температуры и разреженности наружного воздуха. Поэтому допустимые значения скорости бокового ветра и угловой скорости разворота должны быть в этих условиях меньше, чем в нормальных. В частности, взлет и висение вертолета с перегрузочной взлетной массой разрешаются только носом против ветра, а разворот влево запрещается. Несоблюдение установленных в руководствах по летной эксплуатации ограничений может при неблагоприятном сочетании перечисленных выше факторов вызвать самопроизвольное неуправляемое вращение вертолета влево и закончиться летным происшествием.

Режим горизонтального полета вертолета для РВ характерен тем, что он создает в принципе силы и моменты, как и НВ. Однако в количественном отношении продольная и боковая силы, а также моменты на втулке РВ из-за разноса горизонтальных шарниров пренебрежимо малы по сравнению с аэродинамическими силами и моментами НВ и планера.

Сила тяги РВ изменяется в зависимости от кинематических параметров режима горизонтального полета вертолета аналогично силе тяги НВ, имея в виду, что для РВ роль угла атаки $\alpha_{н.в}$ играет угол скольжения $\beta_{ск}$ вертолета.

Реактивный момент РВ, оказывающий небольшое влияние на продольную балансировку вертолета, зависит от крутящего момента НВ: $M_{р.в} = (0,02...0,03) M_{к.}$

Влияние скорости полета вертолета на характеристики РВ неоднозначно. С одной стороны, с увеличением скорости полета и соответственно массы воздуха, протекающего в единицу времени через РВ, его сила тяги быстро возрастает без подвода дополнительной мощности, т. е. мощность, потребная для привода РВ, уменьшается (рис. 6.7). С другой стороны, увеличение скорости полета вертолета вызывает увеличение амплитуды махового движения лопастей и уровня их динамического нагружения в плоскости вращения (рис. 6.8). Соответственно возрастают и нагрузки на хвостовую трансмиссию. Поэтому на больших скоростях полета следует осторожнее маневрировать по курсу во избежание нерасчетных динамических нагрузок на РВ и хвостовую трансмиссию, особенно при

левом скольжении или выходе из правого скольжения. Эффективное средство разгрузки РВ на режимах горизонтального полета — установка развитого профилированного кия.

Аэродинамическое влияние НВ на рулевой определяется следующими основными факторами:

индуктивный поток НВ сносится на РВ, увеличивая результирующую скорость обтекания и соответственно аэродинамическую эффективность РВ;

закручивая воздух по направлению своего вращения, НВ создает в районе РВ боковой индуктивный скос потока, направленный влево, на увеличение углов атаки лопастей, что также способствует повышению аэродинамической эффективности РВ.

Уменьшение мощности, потребной для привода РВ, из-за положительного индуктивного влияния НВ можно оценить по приближенной формуле $\Delta N_{р.в}/N_{п} \approx -\sigma_t$.

При горизонтальном полете вертолета с крейсерской скоростью и отрицательным углом атаки НВ величина $\Delta N_{р.в}$ составляет 15—20% мощности, затрачиваемой на РВ.

Воздействие вихревой пелены НВ на РВ зависит от угла тангажа вертолета и имеет свои негативные последствия. Оказывается, уровень динамического нагружения лопастей РВ в плоскостях тяги и вращения существенно зависит от относительного расстояния $\bar{h} = h/R_{р.в}$ центра втулки РВ до осевой линии скошенной вихревой пелены НВ (рис. 6.9). Единичный уровень динамического нагружения соответствует $h_{р.в} \rightarrow \infty$, т. е. изолированному РВ. При нахождении втулки РВ в середине вихревой пелены НВ динамические нагрузки на лопасти в 1,5—2 раза больше, чем при работе изоли-

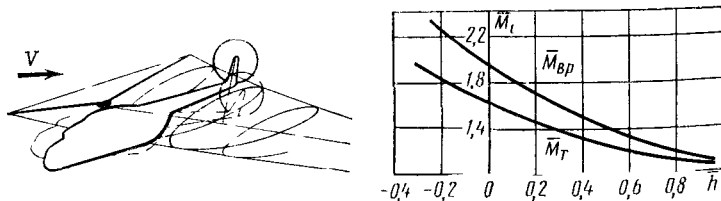


Рис. 6.9. Зависимость относительных изгибающих моментов в плоскостях тяги \bar{M}_T и вращения $\bar{M}_{вр}$ лопастей от относительного расстояния РВ до вихревой пелены НВ

рованного винта. Еще большее увеличение нагрузок наблюдается при опускании втулки РВ ниже осевой линии вихревой пелены НВ.

Следовательно, целесообразно располагать РВ над хвостовой балкой, хотя с точки зрения путевой балансировки это не обязательно, а с точки зрения конструкции и весовой отдачи вертолета вообще не рационально, так как необходимы дополнительные промежуточный редуктор, концевая балка и элементы путевого управления. Другая важная причина расположения РВ как можно выше, т. е. ближе, к плоскости вращения НВ — улучшение условий поперечной балансировки вертолета на режимах висения и малых скоростей полета.

Влияние планера на РВ при горизонтальном полете вертолета с достаточно большой скоростью в целом незначительно, при этом заслуживает рассмотрения лишь аэродинамическая интерференция РВ и кия. Итак, по сравнению с НВ и воздушными винтами самолетов РВ имеет ряд существенных аэродинамических особенностей, некоторые из которых в настоящее время еще недостаточно изучены.

6.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ СООСНОЙ СИСТЕМЫ НВ

Соосная система НВ вертолета двухвинтовой соосной схемы состоит из двух винтов одинакового диаметра, расположенных на одной оси и вращающихся в разные стороны. Реактивные моменты верхнего и нижнего винтов взаимно уравниваются, благодаря чему отпадает необходимость РВ. В этом заключается принципиальная особенность соосного вертолета.

Путевое управление вертолетом осуществляется главным образом дифференциальным изменением реактивных моментов и отклонением рулей направления, а продольно-поперечное управление — одновременным изменением направления действия равнодействующих аэродинамических сил верхнего и нижнего винтов. При этом важной особенностью соосного вертолета является установка двух автоматов перекоса на одной колонке (рис. 6.10), а также практически полная независимость управления благодаря отсутствию РВ.

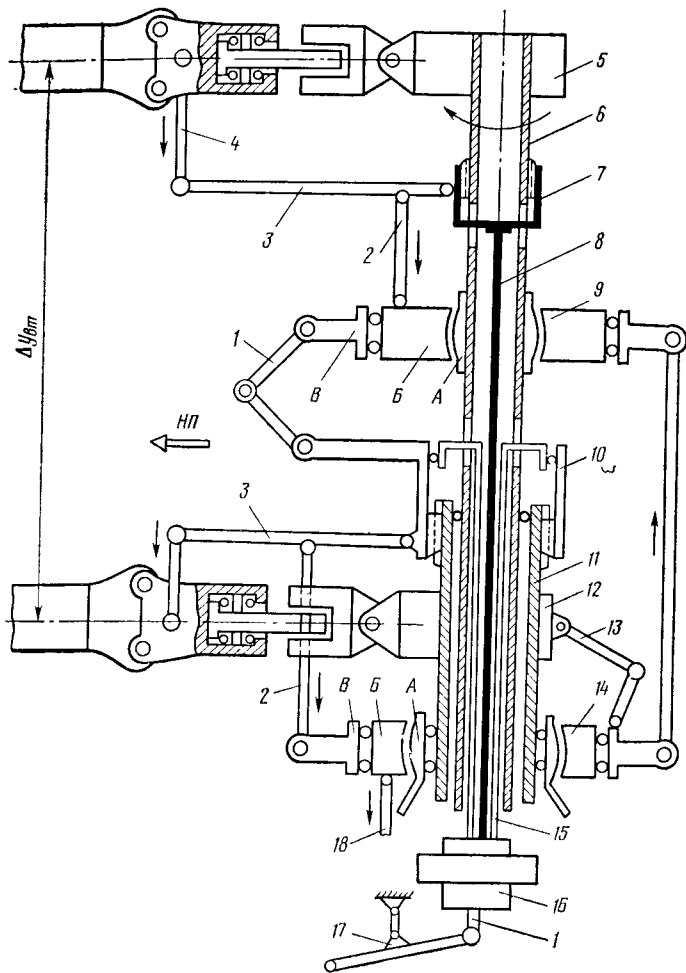


Рис. 6.10. Схема колодки соосной системы НВ

Колонка содержит втулки верхнего 5 и нижнего 12 винтов с обычными горизонтальными, вертикальными и осевыми шарнирами, верхний 7 и нижний 10 ползуны, автоматы перекоса верхнего 9 и нижнего 14 винтов. Тяги управления верхним 8 и нижним 15 пол-

зунами соединены с механизмом общего и дифференциального шага 16.

При виде сверху по часовой стрелке вращаются верхний винт, посаженный на шлицах вала 6, верхний ползун 7, внутреннее А и наружное Б кольца верхнего автомата перекоса 9, тяги управления ползунами 8 и 15. Против часовой стрелки вращаются нижний винт, тарелка В нижнего автомата перекоса, связанная со втулкой нижнего винта поводком 13, нижний ползун 10, посаженный на шлицах вала 11, и связанная с ним поводком тарелка В верхнего автомата перекоса. Следует отметить, что наружное Б и внутреннее А кольца нижнего автомата перекоса не вращаются.

Тарелки В нижнего и верхнего автоматов перекоса соединены между собой тремя тягами 2. При отклонении ручки управления, например, от себя тяга 18 переместится вниз (по стрелке), наружные кольца Б и тарелки В нижнего и верхнего автоматов перекоса отклонятся вперед (с учетом угла опережения), в результате конусы вращения лопастей и равнодействующая аэродинамическая сила НВ также синхронно отклонятся вперед. При отклонении ручки влево или вправо тяга поперечного управления (аналогичная тяге 18, но смещенная на 90° и поэтому не показанная на рисунке) отклонит в соответствующем направлении тарелки автоматов перекосов и через качалку 3 конус лопастей НВ. Так осуществляется управление циклическим шагом НВ.

Для одновременного изменения угла установки лопастей обоих винтов стакан с хвостовиком 1 перемещается вверх или вниз при помощи качалки 17, связанной с рычагом общего шага. При перемещении стакана оба ползуна также передвинутся вверх, в результате чего углы установки лопастей и силы тяги верхнего и нижнего винтов одинаково уменьшатся. Однако изменяются и реактивные моменты винтов, поэтому вертикальное движение вертолета не сопровождается его поворотом по курсу. В отличие от автомата перекоса одновинтового вертолета ползуны выделены в отдельную деталь, так что при изменении общего шага НВ кольца автоматов перекоса не перемещаются.

Управление дифференциальным шагом НВ осуществляется следующим образом. При отклонении вперед, например, левой педали тяга 15 и нижний ползун переместятся вверх. Поскольку кольца автоматов перекоса при этом не отклоняются, качалки 3 верхнего ползуна повернутся так, что тяги 4 переместятся вверх и повернут лопасти верхнего винта в осевых шарнирах на увеличение угла их установки. Перемещение же вверх нижнего ползуна вызовет аналогичным образом уменьшение угла установки лопастей нижнего винта. В результате такого управляющего действия суммарная сила тяги НВ практически не изменится, а лишь перераспределится между винтами. Но реактивный момент верхнего винта, направленный при виде сверху против часовой стрелки, увеличится, а нижнего, наоборот, уменьшится на то же значение. В итоге вертолет начнет поворачиваться под действием образовавшейся разницы реактивных моментов в сторону вращения винта с меньшим реактивным моментом, т. е. влево.

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

Принципиальное значение для соосной несущей системы имеет расстояние $\Delta y_{вт}$ между втулками верхнего и нижнего винтов. Увеличение этого расстояния утяжеляет и усложняет конструкцию колонки НВ, ухудшает устойчивость вертолета на земле, уменьшение же величины $\Delta y_{вт}$ вызывает опасное сближение лопастей винтов. Поэтому добиваются компромиссного решения, наилучшим образом удовлетворяющего противоречивым требованиям аэродинамики, динамической прочности и надежности вертолета.

Сближение концов лопастей верхнего и нижнего винтов обусловлено следующими конструктивными и эксплуатационными факторами: вращением винтов и поперечным завалом конусов их вращения в противоположных направлениях; сравнительной близостью плоскостей вращения винтов; дифференциальным изменением углов установки лопастей винтов; упругостью лопастей; криволинейным движением вертолета в про-

странстве; турбулентностью атмосферы; возможностью попадания вертолета в режим вихревого кольца или спутный вихревой след пролетающего летательного аппарата.

При оценке сближения необходимо учитывать не только траектории концов лопастей, но и рассматривать конструктивные точки «встречи» лопастей верхнего и нижнего винтов. На отечественных соосных вертолетах, имеющих по три лопасти на каждом винте, существует шесть азимутальных положений, в которых лопасти проходят друг над другом. Эти азимутальные положения встречи лопастей отсчитываются по нижнему винту и находятся вблизи азимутов $\Psi = 0, 60, 120, 180, 240$ и 300° .

Сближение концов лопастей, т. е. уменьшение расстояния между концами лопастей Δy_k по сравнению с конструктивным расстоянием между втулками винтов $\Delta y_{вт}$ (рис. 6.11), оценивают с помощью коэффициента сближения $K_c = (\Delta y_{вт} - \Delta y_k) / \Delta y_{вт}$.

Чем больше значение K_c , тем меньше расстояние между концами лопастей винтов в указанных азимутальных положениях «встречи», а при $K_c = 1$ возможно схлестывание концов лопастей, последствия которого очевидны. Поэтому сближение концов лопастей считается безопасным, если $K_c \leq 0,8$, что должно выполняться во всевозможных, в том числе усложненных условиях летной эксплуатации вертолета.

На режиме висения вертолета средние углы конусности верхнего и нижнего винтов примерно одинаковы,

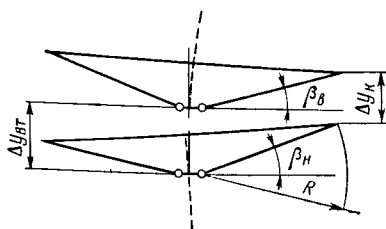


Рис. 6.11 Схема сближения лопастей верхнего и нижнего винтов соосного вертолета

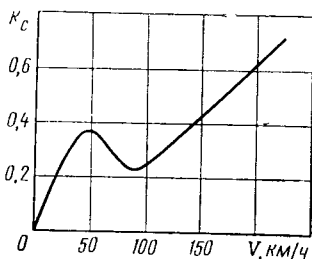


Рис. 6.12. Зависимость коэффициента сближения от скорости горизонтального полета вертолета Ка-26

так что сближения лопастей по существу нет. На режиме горизонтального полета сближение обусловлено главным образом завалом конусов вращения лопастей вбок в противоположные стороны, однако сближение в точках «встречи» лопастей никогда не превышает допустимого (рис. 6.12).

Уменьшение частоты вращения НВ и соответственно характеристики режима его работы $\mu = (V \cos \alpha_{нв}) / \omega R$ увеличивает средний угол конусности и отклонение конуса вращения лопастей назад и вбок, что способствует сближению лопастей. Поэтому нельзя допускать уменьшения частоты вращения НВ ниже рекомендованной руководством по летной эксплуатации вертолета.

Наиболее неблагоприятным в рассматриваемом аспекте является режим раскрутки и остановки НВ в условиях сильного ветра, когда упругие лопасти еще не растянуты, как в полете, центробежными силами. Для предотвращения схлестывания лопастей под действием ветровой аэродинамической нагрузки в руководстве по летной эксплуатации строго регламентированы допустимые скорости ветра при раскрутке и остановке НВ. Для вертолетов корабельного базирования допустимую скорость ветра определяют с учетом скорости хода самого корабля.

Заметное влияние на сближение лопастей оказывает путевое управление вертолетом. Так, отклонение вперед правой педали вызывает увеличение углов установки лопастей у нижнего винта и уменьшение у верхнего, что, естественно, способствует дополнительному сближению лопастей. При полном отклонении правой педали значение K_c увеличивается в среднем на 25%, причем темп перемещения педалей существенной роли не играет, так как изменение углов установки обоих винтов осуществляется синхронно.

В противоположность этому управление циклическим шагом НВ почти не создает сближения лопастей благодаря соответствующему опережению в системе управления при условии, однако, что управляющие действия пилота достаточно медленные, плавные. При быстром угловом перемещении автоматов перекося лопасти обоих винтов успевают получить управляющие импульсы в разных азимутальных положениях. Поэто-

му при очень энергичном пилотировании вертолета сближение лопастей может заметно возрасти, что недопустимо.

При выполнении комбинированных «дач» ручкой управления и правой педалью до упоров с достаточно большим темпом максимальное приращение сближения лопастей по отношению к исходному установившемуся режиму составляет в среднем $\Delta K_{\text{супр}} = 0,25 \dots 0,3$.

Влияние угловых эволюций вертолета при выполнении им различных пространственных маневров (горка, вираж, спираль, перекладка из виража в вираж), а также разгона и торможения на сближение лопастей сравнительно невелико. Это объясняется малыми значениями угловых скоростей ω_z и ω_x по сравнению с угловой скоростью вращения НВ и соответственно небольшим дополнительным отклонением конусов винтов от действия кориолисовых и аэродинамических сил.

Поскольку боковой завал конуса вращения лопастей в значительной мере зависит от угла атаки НВ, наиболее опасными по сближению лопастей являются режимы интенсивного торможения на малых скоростях полета, снижения с работающими двигателями с большой вертикальной скоростью, планирования на режиме самовращения НВ. Конечно, и на этих режимах сближение лопастей не превышает 0,5—0,6, однако при неблагоприятном сочетании различных эксплуатационных факторов оно может несколько возрасти.

К числу таких неблагоприятных факторов относятся турбулентность атмосферы и режим вихревого кольца. Поэтому при пилотировании вертолета в условиях интенсивной болтанки следует выдерживать номинальную частоту вращения НВ, скорость полета близкой к экономической и избегать резких отклонений органов управления. При заходе на посадку необходимо строго выдерживать допустимую вертикальную скорость снижения, которая для соосных вертолетов составляет 2—3 м/с.

Основные конструктивные мероприятия по предотвращению недопустимого сближения лопастей в реальных условиях летной эксплуатации — обоснованные значения расстояния $\Delta y_{\text{вт}}$ и фазового сдвига между винтами. Величина $\Delta y_{\text{вт}}$ на всех соосных вертолетах

составляет около 0,2 R . Фазовый угол сдвига несущих винтов определяется наименьшим азимутом лопасти верхнего винта в момент совпадения проекций лопастей верхнего и нижнего винтов на плоскость вращения. Для вертолета Ка-26 этот угол равен 0. Важную роль играет также обоснованный выбор коэффициента компенсатора взмаха. Для обеспечения достаточного запаса по сближению лопастей коэффициент компенсатора взмаха вертолета Ка-26 составляет 0,73, что почти вдвое больше, чем у близкого ему по размерам вертолета Ми-2.

Правильный выбор соответствующих конструктивных параметров и установление некоторых летных ограничений полностью исключают схлестывание лопастей на соосных вертолетах.

Режимы висения и вертикальных перемещений характеризуются следующими аэродинамическими особенностями соосной системы НВ:

1. Если соосные винты расположены очень близко один от другого ($\Delta y_{вт} \rightarrow 0$), как, например, соосные пропеллеры тяжелых самолетов, и сбалансированы по потребляемой мощности ($N_{в} = N_{н}$), верхний винт создает в плоскости вращения нижнего винта примерно такую же среднюю индуктивную скорость, какую нижний винт — в плоскости вращения верхнего винта, причем оба винта имеют одинаковые силы тяги. На этом основании определяют так называемый эквивалентный одиночный винт того же диаметра, что и соосные винты, имеющий заполнение вдвое большее заполнения одного винта и создающий силу тяги, равную суммарной силе тяги соосной системы: $D_{э} = D$; $\sigma_{э} = 2\sigma$; $T_{э} = T_{в} + T_{н}$.

Понятие эквивалентного одиночного винта не имеет, естественно, ничего общего с рассмотренным в гл. 4 понятием эквивалентного НВ, учитывающим аэродинамическое действие автомата перекоса. Вместе с тем для учета действия автомата перекоса соответствующее понятие эквивалентного НВ справедливо для вертолетов как одновинтовой, так и соосной схем.

2. При увеличении расстояния между винтами условия обтекания верхнего и нижнего винтов заметно различаются. Верхний винт засасывает воздух из безграничного пространства и создает струю, отбрасывае-

мую на нижний винт. Таким образом, нижний винт работает в спутном вихревом следе верхнего винта, что ухудшает условия обтекания лопастей, вызывает всплески аэродинамической нагрузки при пересечении лопастями нижнего винта концевых вихревых шнуров, индуцируемых лопастями верхнего винта. Вместе с тем вследствие сужения индуктивной струи верхнего винта концевые сечения лопастей нижнего винта обтекаются невозмущенным воздушным потоком подобно концевым сечениям лопастей верхнего винта, что как бы увеличивает эффективную ометаемую площадь НВ и улучшает его характеристики.

В свою очередь, нижний винт создает свою струю, которая сужается почти так же (несколько меньше), как и струя верхнего винта, и периферийные части струй обоих винтов, свободные от возмущений, имеют примерно одинаковые гидродинамические параметры. Однако нижний винт оказывает незначительное влияние на форму струи в области между винтами и аэродинамические характеристики верхнего винта, тогда как верхний винт оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики нижнего винта.

3. Зависимость относительных тяг верхнего и нижнего винтов, определяемых соотношениями:

$$\bar{T}_в + \bar{T}_н = 1;$$

$$\bar{T}_в = T_в / (T_в + T_н), \quad \bar{T}_н = T_н / (T_в + T_н),$$

от относительного расстояния между плоскостями вращения винтов $\Delta y_{вт} = \Delta y_{вт} / R$ показана на рис. 6.13, а. При этом полагается, что винты сбалансированы по потребляемой мощности ($N_в = N_н$), а вертолет находится на режиме висения.

С увеличением расстояния между винтами относительные силы тяги винтов перераспределяются в направлении увеличения силы тяги верхнего винта и уменьшения силы тяги нижнего винта. Причина перераспределения — улучшение условий работы нижнего винта в спутной струе верхнего. Представленное на рис. 6.13, а соотношение сил тяги верхнего и нижнего винтов сохраняется практически при любом значении суммарной силы $\kappa_T = T_в / T_н = 1 - \Delta y_{вт}$.

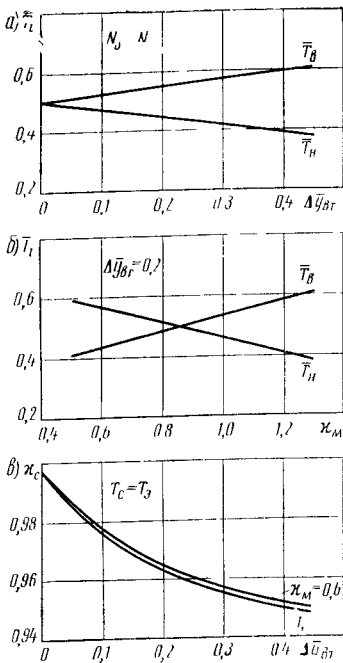


Рис. 6.13. Распределение сил тяги и мощности между верхним и нижним винтами

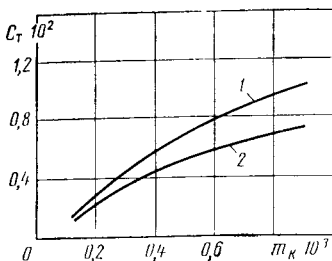


Рис. 6.14. Поляра соосной системы НВ:
1 — верхний винт; 2 — нижний винт

4. Разбалансировка НВ по мощности на режиме висения, наблюдаемая при пуповом управлении соосным вертолетом и оцениваемая коэффициентом распределения мощностей $\kappa_M = N_B/N_H$, оказывает существенное влияние на перераспределение сил тяги верхнего и нижнего винтов (рис. 6,13, б). При заданном расстоянии между винтами сила тяги каждого винта примерно пропорциональна потребляемой им мощности.

5. Соотношение потребных мощностей соосной системы и эквивалентного одиночного винта, оцениваемое коэффициентом $\kappa_c = (N_B + N_H)/N_э$, на рассматриваемом режиме висения вертолета существенно зависит от расстояния между винтами и мало зависит от распределения мощности между ними (рис. 6.13, в). Чем больше расстояние между винтами, тем меньше потребная мощность соосной системы НВ по сравнению с эквивалентным одиночным винтом, почти независимо от того, как эта мощность распределяется между винтами. Но это означает, что при постоянной мощности, подводимой к соосным НВ, перераспределение этой мощности между верхним и нижним винтами почти не изменяет суммарной силы

тяги соосной системы НВ. Благодаря отмеченному свойству соосных НВ разворот вертолета на висении не сопровождается значительным изменением высоты.

6. Потребная мощность соосной системы НВ минимальна при равном распределении сил тяги между винтами независимо от расстояния между ними.

7. Практически у всех соосных вертолетов относительное расстояние между винтами конструктивно варьируется в достаточно узких пределах. При этом в среднем, как уже отмечалось, $\Delta y_{вт} \approx 0,2$. При такой компоновке соосной системы средняя индуктивная скорость в плоскости вращения нижнего винта в $\sim 1,2$ раза больше индуктивной скорости в плоскости вращения верхнего.

Вследствие отмеченных выше различий в условиях обтекания поляра верхнего винта на режиме висения вертолета протекает благоприятнее, чем у нижнего (рис. 6.14): при равных затратах мощности верхний винт развивает большую силу тяги, а при равных силах тяги потребляет меньшую мощность.

8. При висении на одинаковой малой высоте от колес шасси до поверхности земли h_k положительное влияние воздушной подушки оказывается меньшим, чем для одновинтового вертолета, что объясняется более высоким расположением в целом соосных НВ, и большим экранирующим влиянием фюзеляжа.

9. Благодаря отсутствию РВ и хвостовой трансмиссии, а также слабой зависимости суммарной силы тяги НВ от угловой скорости ω_y на соосном вертолете нет ограничений по угловой скорости разворота на висении (темпу дачи педалей), присущих одновинтовому вертолету. Вследствие отсутствия затрат мощности на РВ статический потолок соосного вертолета при прочих равных условиях несколько выше, чем у одновинтового.

Режим горизонтального полета в аспекте аэродинамики соосной системы отличается тем, что благодаря вращению винтов в разных направлениях поперечные силы и моменты винтов также направлены в разные стороны. Поэтому суммарные поперечная сила и поперечный момент на

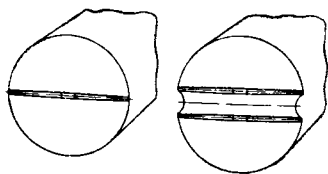


Рис. 6.15. Схема образования бипланного эффекта

втулке соосной системы НВ близки к нулю. Это свойство НВ и отсутствие РВ благодаря взаимному уравновешиванию реактивных моментов винтов обеспечивают аэродинамическую симметрию соосного вертолета.

Продольные сила и момент на втулке, а также крутящий момент соосной системы НВ определяются суммой соответствующих сил (моментов) верхнего и нижнего винтов. В создании эффективности продольного и поперечного управления, а также демпфирующих продольного и поперечного моментов принимают почти равное участие оба винта. Благодаря этому, а кроме того, сравнительно большой вертикальной центровке соосного вертолета, он обладает достаточно хорошими управляемостью и динамическими характеристиками.

Влияние индуктивного потока верхнего винта на аэродинамические характеристики нижнего винта при увеличении скорости полета $V > 50$ км/ч ослабевает. Это находит свое отражение в выравнивании сил тяги верхнего и нижнего винтов при равной потребляемой мощности, а также сближении поляр винтов по мере увеличения скорости полета вертолета. Практически уже при $\kappa_T = 1,05 \dots 1,1$ оба винта потребляют в горизонтальном полете почти одинаковую мощность.

На рассматриваемом режиме горизонтального полета соосная система НВ имеет существенно большее вредное лобовое сопротивление, чем НВ одновинтового вертолета, поэтому максимальная скорость полета соосного вертолета при прочих равных условиях меньше, чем одновинтового. Индуктивное сопротивление (индуктивный компонент крутящего момента) соосной системы НВ на 15—20% меньше, чем у одиночного НВ вследствие так называемого бипланного эффекта, сущность которого заключается в следующем. Несущая система создает воздушную струю, внешний контур которой подобен трубе с диаметром, примерно равным диаметру НВ (см. рис. 2.3). Если для одиночного винта площадь сечения струи равна $0,25\pi D^2$, то для соосной системы она заметно больше (рис. 6.15). Соответственно возрастает секундный объем проходящего через НВ воздуха, что и вызывает уменьшение индуктивного компонента крутящего момента (потребной мощности). Это обеспечивает соосному вертолету хорошую маневренность на режиме горизонтального полета.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАНЕРА

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Планер (корпус) включает фюзеляж, крыло (если оно имеется), горизонтальное оперение (стабилизатор), вертикальное оперение (киль).

Фюзеляж служит для размещения экипажа, грузов и пассажиров, силовой установки, основного оборудования, различных агрегатов и систем, топлива и масла, а также крепления всех основных частей и агрегатов вертолета (несущего и рулевого винтов, двигателей и редукторов, шасси, оперения, крыла).

Форма фюзеляжа определяется конструктивной схемой, аэродинамической компоновкой, назначением и условиями эксплуатации вертолета. Для большинства серийных отечественных вертолетов характерны расположение над центральной частью фюзеляжа гондол двигателей, редукторного и вентиляторного отсеков, а также неубирающиеся шасси, благодаря чему фюзеляж довольно далек от симметричных удобообтекаемых форм современных скоростных самолетов. Наиболее примечателен в этом отношении фюзеляж вертолета одновинтовой схемы с его длинными хвостовой и концевой балками, на которых крепится РВ. Фюзеляж вертолета соосной схемы отличается меньшим удлинением, большей симметрией и компактностью. Отмеченные аэродинамические особенности фюзеляжа проявляются главным образом в увеличении его вредного лобового сопротивления и неблагоприятном протекании моментных характеристик.

Для уменьшения лобового сопротивления фюзеляжа в горизонтальном полете ось вала НВ наклонена вперед от вертикальной оси вертолета на угол заклинивания $\epsilon = 4 \dots 6^\circ$, в результате чего фюзеляж на крейсерской скорости полета располагается почти по потоку. Кроме того, фюзеляж некоторых одновинтовых вертолетов скомпонован так, что ось вала НВ отклонена от вертикальной оси вертолета вправо на угол $\xi = 2 \dots 3^\circ$, если

смотреть по полету сзади. Благодаря этому уменьшается потребное для балансировки накренивание вертолета вправо на висении и малых скоростях полета, а также обеспечивается вертикальный взлет вертолета с одновременным отрывом от земли основных стоек шасси (приземление на обе основные стойки).

Крыло не обязательно для полета вертолета, а на режимах висения, вертикальных перемещений и малых скоростей горизонтального полета оно уменьшает весовую отдачу вертолета. При установке крыла на вертолет преследуют две основные цели: частичную разгрузку НВ на больших скоростях полета; подвеску различного оборудования. Кроме того, крыло несколько улучшает балансировку и устойчивость вертолета, а при соответствующих размерах может быть использовано для размещения в нем топливных баков и убирающегося в полете шасси.

Крыло, имеющее толстый симметричный профиль, трапецевидную форму в плане, устанавливают в центральной части фюзеляжа позади центра масс вертолета. Вредное аэродинамическое взаимовлияние между крылом и фюзеляжем уменьшают плавным сопряжением с помощью зализов.

Стабилизатор предназначен для улучшения характеристик продольной балансировки и устойчивости вертолета. Применяют стабилизаторы двух типов: неуправляемый (вертолеты Ми-8, Ми-26, Ка-26) и управляемый (вертолеты Ми-2, Ми-6). Управление стабилизатором сблокировано с управлением общим шагом НВ таким образом, что при увеличении общего шага НВ увеличивается и угол установки стабилизатора. Это способствует улучшению продольной балансировки и управляемости вертолета.

Стабилизатор, как и крыло, имеет достаточно толстый симметричный профиль и трапецевидную форму в плане. Его устанавливают на конце хвостовой балки с целью максимально возможного увеличения расстояния до центра масс вертолета, а также уменьшения вредного индуктивного воздействия НВ. На одновинтовых вертолетах с длинной хвостовой балкой площадь стабилизатора значительно меньше, чем на соосных. Компонировка соосного вертолета не позволяет осуществить достаточный вынос стабилизатора, поэтому увеличива-

ют его площадь для обеспечения хорошей продольной устойчивости.

Киль на одновинтовом вертолете, так же как и крыло, не обязателен для полета, а на взлетно-посадочных режимах он, как и крыло, ухудшает летные данные вертолета. Однако при наличии концевой балки целесообразно превратить ее в киль, благодаря чему достигаются две основные цели: частичная разгрузка РВ на больших скоростях полета и повышение путевой устойчивости вертолета. Кроме того, киль может быть использован для размещения в нем РВ вентиляторного типа («фенестрон»), а на тяжелых вертолетах (Ми-26) — тоннеля для выхода специалиста к высокорасположенному РВ.

Киль имеет толстый несимметричный профиль, трапециевидную форму в плане (при виде сбоку), расположен под углом 30—60° к продольной оси хвостовой балки и повернут влево относительно вертикальной плоскости симметрии фюзеляжа на угол 5—7°. При этом на режиме горизонтального полета вертолета киль создает боковую аэродинамическую силу, направленную в сторону силы тяги РВ.

Киль на соосном вертолете — единственное средство обеспечения его путевой устойчивости. Вместе с тем благодаря компактной аэродинамической компоновке планера вынос киля от центра масс вертолета сравнительно невелик. Поэтому на соосных вертолетах устанавливают, как правило, мощное двухкилевое вертикальное оперение с рулями поворота. Последние способствуют улучшению путевой управляемости вертолета на режимах горизонтального полета.

— **Аэродинамические силы и моменты, действующие на планер при полете вертолета, выражают, как и для любого летательного аппарата, в виде:**

$$\left. \begin{aligned} X_i &= 0,5c_{x_i} \rho V^2 S_i; \\ Y_i &= 0,5c_{y_i} \rho V^2 S_i; \\ Z_i &= 0,5c_{z_i} \rho V^2 S_i; \end{aligned} \right\} \quad (7.1)$$

$$M_{(x, y, z)_\Phi} = 0,5m_{(x, y, z)_\Phi} \rho V^2 S_i L_i, \quad (7.2)$$

где c_{x_i} , c_{y_i} , c_{z_i} — коэффициенты аэродинамических сил;

m_{xi}, m_{yi}, m_{zi} — коэффициенты аэродинамических моментов;

S_i, L_i — характерные площадь и линейный размер, к которым отнесены аэродинамические коэффициенты;

S_i — площадь рассматриваемого элемента планера.

Индекс i в выражениях (7.1) принимает значения «ф» (фюзеляж), «кр» (крыло), «ст» (стабилизатор) и «к» (киль).

Моменты, создаваемые крылом, стабилизатором и килем, определяются произведением соответствующих аэродинамических сил на расстояния от линии их действия до центра масс вертолета. При этом основное практическое значение имеют продольный момент стабилизатора, путевой момент киля, а также поперечный момент крыла и киля. Продольный и путевой моменты крыла, а также поперечный момент стабилизатора обычно не принимают во внимание.

В качестве характерной величины S_ϕ принимают площадь фюзеляжа в плане для аэродинамических сил и момента, действующих в продольной плоскости $X_\phi, Y_\phi, M_{z_\phi}$, и площадь боковой проекции фюзеляжа для аэродинамической силы и моментов, действующих в поперечной и азимутальной плоскостях вертолета $Z_\phi, M_{x_\phi}, M_{y_\phi}$. Кроме того, в качестве S_ϕ используют площадь миделя фюзеляжа, а также площадь $F_{н.в.}$, ометаемую НВ и величину $0,01F_{н.в.}$. За характерный линейный размер L_ϕ обычно принимают длину фюзеляжа вместе с хвостовой и концевой балками, а иногда — радиус НВ.

Коэффициенты аэродинамических сил и моментов всего планера и его отдельных элементов (фюзеляжа, крыла, стабилизатора, киля) определяют по результатам продувок моделей в аэродинамических трубах с введением соответствующих поправок по числу Рейнольдса. Эти коэффициенты существенно зависят от аэродинамического взаимовлияния элементов планера в воздушном потоке и особенно от обдувки их индуктивными потоками несущего и рулевого винтов. Учесть эти эффекты для широкого диапазона эксплуатационных режимов полета вертолета при проведении трубных испытаний и распространении их результатов на натурные условия весьма сложно. Поэтому аэродинамические характеристики планера определяют обычно на моделях без несущего и рулевого винтов, влияние которых

приближенно учитывают с помощью расчетных формул и полуэмпирических коэффициентов.

Результаты продувок моделей планера в аэродинамической трубе представляют, как правило, в скоростной системе координат $ox_a y_a z_a$, начало которой расположено в центре масс вертолета, а продольная ось ориентирована по вектору скорости воздушного потока. Пересчет аэродинамических коэффициентов из скоростной в связанную систему координат $oxyz$, необходимый для аэродинамического расчета вертолета, осуществляют по следующим формулам:

$$c_x = \bar{c}_{x_a} \cos \alpha_\phi - c_{y_a} \sin \alpha_\phi;$$

$$c_y = c_{y_a} \cos \alpha_\phi + c_{x_a} \sin \alpha_\phi;$$

$$c_z = c_{z_a};$$

$$m_x = m_{x_a} \cos \alpha_\phi + m_{y_a} \sin \alpha_\phi;$$

$$m_y = m_{y_a} \cos \alpha_\phi - m_{x_a} \sin \alpha_\phi;$$

$$m_z = m_{z_a}.$$

Положительное направление угла атаки соответствует обдувке рассматриваемого элемента планера встречным воздушным потоком снизу.

7.2. РЕЖИМЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ПОЛЕТА

На режимах висения, вертикального подъема и снижения основным источником аэродинамических сил и моментов планера является обдувка его индуктивными потоками несущего и рулевого винтов.

Силу сопротивления, создаваемую фюзеляжем, крылом и стабилизатором от вертикальной обдувки, выражают обычно в виде приращения силы тяги НВ, потребного для преодоления этого сопротивления, т. е. по существу — в виде потери силы тяги на вертикальную обдувку: $\Delta T = 0,5 c_{ni} \rho (qv + V_y)^2 S_i$.

Коэффициент q , учитывающий увеличение индуктивной скорости при удалении вниз от плоскости вращения НВ, в общем случае изменяется в диапазоне $1 \leq q \leq 2$. Обычно средняя линия фюзеляжа, крыло и стабилизатор расположены на относительном расстоянии

$\bar{y} \approx 0,2$ под плоскостью вращения НВ. При этом $q \approx 1,3$.

С уменьшением расстояния от обдуваемого элемента планера до плоскости вращения НВ сопротивление этого элемента, казалось бы, должно уменьшаться вследствие уменьшения индуктивной скорости и соответственно коэффициента q . Однако следует помнить о значительных избыточных давлениях воздуха, равных непосредственно за винтом утроенному скоростному напору $\Delta p = (3/2) \rho v^2$. Поэтому сопротивление больших по площади элементов планера при приближении к плоскости вращения винта в действительности не убывает, а наоборот, возрастает. Вообще сопротивление любого тела в струе винта обычно выше сопротивления его в равномерном потоке при одной и той же скорости воздушного потока.

На режиме висения вертолета средняя индуктивная скорость в плоскости НВ определяется выражением (2.6). Представляя сопротивление от вертикальной обдувки в виде относительной потери силы тяги НВ, получим

$$\Delta \bar{T} = \Delta T / T = (1/4) q^2 c_{n_i} \bar{S}_i \approx 0,42 c_{n_i} \bar{S}_i. \quad (7.3)$$

Таким образом, относительная потеря силы тяги НВ на вертикальную обдувку фюзеляжа, крыла и стабилизатора зависит от относительных размеров $\bar{S}_i = S_i / F_{НВ}$ и аэродинамического сопротивления этих элементов планера.

Численные значения коэффициентов нормальной силы c_{n_i} фюзеляжа, крыла и стабилизатора при обдувке сверху зависят от их размеров, формы, состояния поверхности, а также скорости и вязкости воздушного потока (числа Рейнольдса). Для приближенной оценки можно считать: $c_{x_{ф}} \approx 0,5$; $c_{n_{кр}} \approx c_{n_{ст}} \approx 1$.

На режимах вертикального перемещения вертолета сопротивление планера от вертикальной обдувки изменяется по сравнению с режимом висения вследствие изменения силы тяги и индуктивной скорости НВ согласно выражению (2.15). При этом формула (7.3) принимает вид:

$$\Delta \bar{T} = (1/4) c_{n_i} \bar{S}_i [(qv + V_y)^2 / (v + V_y) v]. \quad (7.4)$$

Эксплуатационный диапазон значений V_y практически достаточно узок: вертикальная скороподъемность ограничена небольшой энерговооруженностью вертолетов, а вертикальная скорость снижения — опасностью попадания в режим вихревого кольца. Как показывают расчеты по формуле (7.4), влияние вертикального движения вертолета со скоростью $|V_y| < 5$ м/с на сопротивление планера от вертикальной обдувки пренебрежимо мало.

В реальных условиях эксплуатации вертолеты очень редко находятся на режимах строго вертикального движения относительно воздушной среды, так как для этого нужно, чтобы был полный штиль. Обычно приземному слою атмосферы присуще турбулентное состояние воздуха, при этом руководства по летной эксплуатации вертолетов всех типов предписывают выполнять взлет, посадку и висение против ветра.

В аспекте аэродинамики висение вертолета со встречным ветром эквивалентно режиму горизонтального полета со скоростью ветра, вертикальное перемещение со встречным ветром — режимам набора высоты или снижения по наклонной траектории. Поэтому целесообразно рассматривать вертикальную обдувку планера для более общих условий поступательного перемещения вертолета с небольшой скоростью V . При этом вертикальные аэродинамические силы, возникающие на элементах планера, пропорциональны квадрату суммарной скорости действующего на них воздушного потока $\Delta Y_i = = 0,5c_{n_i} \rho [(qv)^2 + V^2] S_i$.

При скорости ветра 3—5 м/с или соответственно скорости поступательного перемещения вертолета 11—18 км/ч величина $(qv)^2$ на порядок больше величины V^2 , а коэффициенты c_{n_i} почти не изменяются по сравнению с режимом висения в штилевых условиях. Поэтому на первый взгляд представляется, что учет косоугольного обтекания планера практически не отразится на его сопротивлении. В действительности же даже столь незначительное отклонение от вертикали индуктивного потока НВ вызывает существенное изменение его структуры: в носовой части фюзеляжа образуются интенсивные вихри, которые, обтекая фюзеляж, перемещаются по направлению к хвостовой балке; пик эпюры индук-

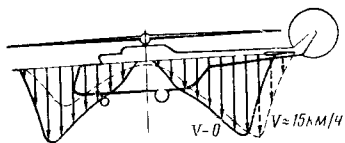


Рис. 7.1. Эпюра индуктивных скоростей НВ на режимах висения и поступательного движения вертолета

тивных скоростей надвигается на стабилизатор (рис. 7.1).

Действие этих факторов вызывает заметное увеличение коэффициентов нормальной силы от вертикальной обдувки фюзеляжа и особенно стабилизатора. Кроме того, необходимо при-

нимать во внимание вредную аэродинамическую интерференцию фюзеляжа, крыла и стабилизатора самих по себе, без влияния НВ, так как сила сопротивления фюзеляжа любого летательного аппарата с установленным на нем крылом (оперением, шасси и т. д.), как правило, больше суммы сил сопротивления фюзеляжа и крыла, испытанных отдельно друг от друга.

Итак, суммарные относительные потери силы тяги НВ на вертикальную обдувку планера вертолета

$$\Delta \bar{T} = K_{ин} (\Delta \bar{T}_ф + \Delta \bar{T}_{кр} + \Delta \bar{T}_{ст}). \quad (7.5)$$

При этом коэффициент интерференции $K_{ин} = 1,05 \dots 1,1$.

С учетом осредненных численных значений соответствующих параметров выражение (7.5) для приближенной оценки может быть записано в виде $\Delta \bar{T} \approx 0,25 \bar{S}_ф + + 0,5 \bar{S}_{кр} + \bar{S}_{ст}$.

Практически аэродинамическое сопротивление планера вертолета без крыла в потоке от НВ составляет $\sim 1,5\%$, а вертолета с крылом — $2,5-3\%$ силы тяжести.

Возникающие от вертикальной обдувки аэродинамические силы ΔY_i создают соответствующие продольные моменты:

$$\Delta M_{z_i} \approx -\Delta Y_i L_i,$$

где L_i — расстояния по горизонтали от центра давления рассматриваемого элемента планера до центра масс вертолета (рис 7.2).

Направленные вниз аэродинамические силы Y_f формируются преимущественно при обтекании хвостовой балки, в результате чего продольные моменты M_{z_f} в основном кабрирующие. Крыло и стабилизатор, расположенные позади центра масс вертолета, на рассматрива-

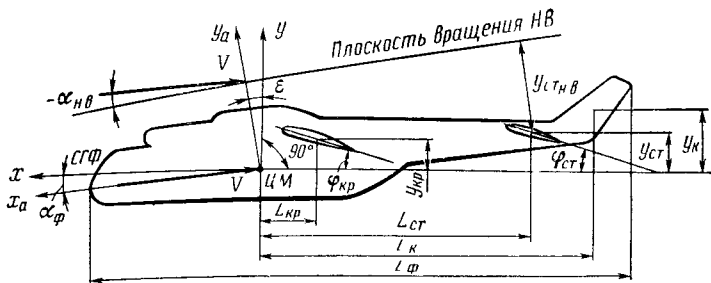


Рис. 7.2. Основные геометрические параметры планера

емых режимах полета также создают кабрирующие моменты.

Таким образом, для продольной балансировки вертолета на режимах висения, небольших вертикальных и поступательных перемещений необходимо дополнительное отклонение ручки управления вперед, обусловленное наличием планера.

При увеличении скорости поступательного перемещения вертолета (скорости встречного ветра) сила сопротивления и кабрирующий момент планера от вертикальной обдувки вначале несколько возрастают вследствие увеличения суммарной скорости воздушного потока, а затем интенсивно уменьшаются из-за ослабления индуктивного воздействия НВ на планер. Максимальное значение кабрирующего момента планера наблюдается обычно в диапазоне скоростей полета $V=40...50$ км/ч, хотя значение этого момента по сравнению с управляющим продольным моментом НВ невелико.

При висении и разгоне вертолета на предельно малой высоте индуктивный поток НВ тормозится экранирующей земной поверхностью. Соответственно уменьшается и воздействие этого потока на планер, что проявляется в уменьшении силы сопротивления и кабрирующего момента планера от вертикальной обдувки (рис. 7.3). Например, при $\bar{H}=0,5$, т. е. при нахождении колес вертолета непосредственно над землей, планер создает не сопротивление от вертикальной обдувки, а подъемную силу, причем в этом случае вертикальная сила и кабрирующий момент пренебрежимо малы.

Отмеченное обстоятельство имеет важное практическое значение при висении вертолета над площадкой ог-

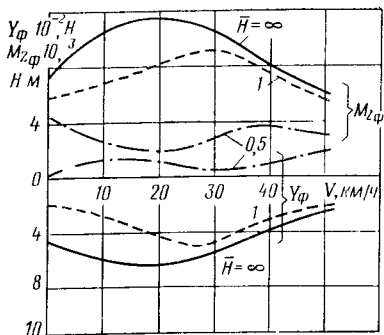


Рис. 7.3. Зависимость подъемной силы и продольного момента фюзеляжа от скорости полета

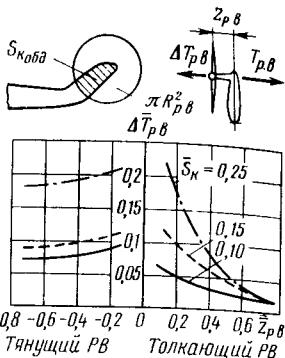


Рис. 7.4. Зависимость потери силы тяги РВ от его расстояния до кия

раниченных размеров (над палубой корабля, «пятакком» в горах и т.п.). Если передняя половина диска НВ находится над такой площадкой, а задняя — вне площадки, хвостовая часть фюзеляжа обдувается так же, как вне влияния земли, а носовая часть — со значительно уменьшенной скоростью. Кроме того, на нижнюю поверхность носовой части фюзеляжа действует повышенное статическое давление воздушной подушки под НВ. В результате кабрирующий момент планера от вертикальной обдувки может возрасти почти в 1,5 раза по сравнению с обычными условиями висения, что способствует опасной просадке вертолета на хвост. С другой стороны, при перемещении вертолета вперед над ограниченной площадкой уменьшение кабрирующего момента хвостовой части фюзеляжа способствует опасному «клевку» вертолета.

После разгона вертолета до скорости $V=50...70$ км/ч, аэродинамические силы и моменты планера создаются главным образом встречным воздушным потоком, который скашивается индуктивными потоками несущего и рулевого винтов.

Относительная потеря силы тяги РВ на обдувку кия определяется схемой РВ (толкающий или тянущий), расстоянием $z_{р.в} = z_{р.в}/R_{р.в}$ между килем и РВ и обдуваемой площадью кия $\bar{S}_к = S_{к обд}/F_{р.в}$. Если РВ тянущий, боковая сила кия создается от непосредствен-

ной обдувки кия индуктивным потоком, отбрасываемым РВ. Если РВ толкающий, индуктивный поток отбрасывается в свободное воздушное пространство, но подсасывается из зоны расположения кия. Поэтому потери тяги толкающего РВ обусловлены, во-первых, силой разрежения на киле и прилегающей части хвостовой балки, а во-вторых, аэродинамическим затенением винта килем. Для любого типа РВ присутствие кия всегда вызывает потерю силы тяги, не компенсируемую незначительным экраным эффектом или оптимальным профилированием кия.

В конечном счете потеря силы тяги РВ зависит от зазора между плоскостью вращения РВ и килем $\bar{z}_{р.в.}$, а также от значений обдуваемой площади кия $\bar{S}_к$ (рис. 7.4). Для толкающего РВ величина $\Delta T_{р.в.}$ по мере приближения РВ к килю возрастает значительно интенсивнее, чем для текущего, однако в практически реализуемом диапазоне значений $0,3 < \bar{z}_{р.в.} < 0,5$ потери силы тяги толкающего РВ в несколько раз меньше, чем тянущего.

При обычных в отечественном вертолетостроении параметрах кия и расположения РВ $\Delta \bar{T}_{р.в.} \approx 0,76 \bar{S}_к$ для тянущего и $\Delta T_{р.в.} \approx 0,32 \bar{S}_к$ для толкающего РВ. Поэтому, как уже отмечалось, преимущественное применение получил именно толкающий РВ. Возникающая от обдувки РВ боковая сила кия создает относительно центра масс вертолета небольшие моменты крена и рыскания, практически не ощутимые по сравнению с аналогичными моментами от силы тяги РВ.

При энергичных разворотах вертолета на висении с угловой скоростью ω_y киль обдувается боковым потоком со скоростью $\omega_y L_k$, вследствие чего образуется поперечная аэродинамическая сила $Z_k = 0,5 c_n \rho S_k (\omega_y L_k)^2$.

Коэффициент нормальной силы кия при боковой обдувке примерно такой же, как и у крыла при вертикальной обдувке, т. е. $c_n \approx 1$. Следовательно, поперечная сила кия создает на плече L_k относительно центра масс вертолета демпфирующий момент $M_{y_d} \approx -0,5 \rho S_k L_k^3 \omega_y^2$.

В обычных условиях выполнения разворотов на висении демпфирующий момент, создаваемый килем, значительно меньше демпфирующего момента, создаваемого РВ. Однако в особых случаях отказа системы путе-

вого управления, а также уменьшения аэродинамической эффективности РВ демпфирующий момент кия способствует замедлению самопроизвольного разворота вертолета.

7.3. РЕЖИМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

На режиме горизонтального полета вертолета основным источником аэродинамических сил и моментов планера является обдувка его встречным воздушным потоком.

Аэродинамические характеристики фюзеляжа, крыла, стабилизатора и кия в этом режиме представляют обычно в виде графиков экспериментальных зависимостей коэффициентов $c_{i_{jа}}$ и $m_{j_{ф.а}}$ в скоростной системе координат от определяющих кинематических параметров полета вертолета. При этом для фюзеляжа практически существенны все шесть коэффициентов сил и моментов, для крыла — только коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления, для стабилизатора и кия — только коэффициенты подъемной (поперечной) силы

Определяющий кинематический параметр для коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления всех элементов планера, а также продольного момента фюзеляжа — угол атаки. Для кия роль угла атаки при определении коэффициента поперечной силы играет угол скольжения вертолета. Коэффициенты боковой силы, поперечного и путевого моментов фюзеляжа зависят как от угла скольжения вертолета, так и от угла атаки фюзеляжа. Для упрощения последующих обозначений индекс «а», указывающий на принадлежность аэродинамических характеристик к скоростным осям координат, опускается.

Аэродинамические характеристики фюзеляжа определены коэффициентами $c_{x_{ф}}$ и $c_{y_{ф}}$, отнесенными к площади миделя, и коэффициентами $c_{z_{ф}}$ и $m_{i_{ф}}$, отнесенными к площади соответствующей проекции и длине фюзеляжа.

Коэффициент лобового сопротивления минимален в диапазоне $0 < \alpha_{ф} < 10^\circ$ и возрастает при дальнейшем увеличении угла атаки примерно по закону квадратной параболы (рис. 7.5). При этом на отрицательных углах атаки значение $c_{x_{ф}}$ возрастает интенсивнее, чем на по-

ложительных, когда хвостовая балка частично прячется в аэродинамическую тень от фюзеляжа.

Коэффициент подъемной силы почти линейно увеличивается по углу атаки в диапазоне $\sim -30^\circ < \alpha_f < \sim 30^\circ$, пока сохраняется плавное обтекание фюзеляжа, соответствующее его продольным обводам. В основном эксплуатационном диапазоне угла атаки подъемная сила фюзеляжа отрицательна, т. е. на всех режимах полета вертолета фюзеляж как аэродинамическое тело лишь «мешает» НВ. Однако значение этой отрицательной подъемной силы по сравнению с силой тяги НВ невелико и основную роль в аэродинамике вертолета играет лобовое сопротивление фюзеляжа.

Представляет интерес, какой «вклад» в лобовое сопротивление фюзеляжа вносят отдельные его элементы, причем в термин «прочие» на рис. 7.5 включены хвостовой редуктор РВ, хвостовая опора, воздухозаборники и выходные устройства двигателей, подножки, ручки дверей кабин и другие мелкие детали, выступающие на внешней поверхности фюзеляжа. Видно, что сопротивление непосредственно фюзеляжа не превышает сопротивления всех выступающих из него агрегатов и деталей, особенно если к этим агрегатам добавляются подвесные топливные баки и другие внешние подвески.

Для уменьшения лобового сопротивления фюзеляжа и соответственно улучшения летных данных вертолетов применяют убирающееся шасси и хвостовую опору, капотируют втулки винтов, элементы шасси и хвостовой редуктор, используют встроенные в обводы антенны, устраняют различные неровности на поверхности фюзеляжа (стыки обшивки, головки заклепок, замки и ручки крышек и люков, подножек и поручней), аэродинамически облагораживают входные и выходные устройства двигателей. Уменьшению лобового сопротивления

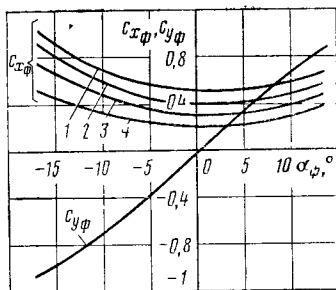


Рис. 7.5. Зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки фюзеляжа:

1 — втулки; 2 — шасси; 3 — прочие; 4 — фюзеляж

фюзеляжа заметно способствуют его герметизация и размещение топливных баков внутри фюзеляжа.

Важное значение в уменьшении лобового сопротивления и повышении несущей способности фюзеляжа имеет плавное сопряжение обводов его центральной части с хвостовой балкой, так как резкое сужение поперечных сечений вызывает интенсивные вихреобразования воздушного потока и значительное сопротивление сил давления.

Существенное влияние на лобовое сопротивление фюзеляжа оказывают обводы хвостовой части (рис. 7.6). Вариант 1 предпочтителен с точки зрения конструктивного создания в хвостовой части фюзеляжа грузового люка, но имеет ~на 30% большее лобовое сопротивление, чем вариант 3, характеризующийся плавным переходом от грузовой кабины к хвостовой балке. В то же время вариант 3 существенно уступает варианту 1 по массовым и технологическим показателям, тогда как промежуточный вариант 2 наилучшим образом удовлетворяет противоречивым требованиям аэродинамики, конструкции и технологии.

Значительное влияние на лобовое сопротивление и вообще аэродинамические характеристики фюзеляжа оказывает надстройка над его центральной частью (закрывающая в себе главный редуктор, вентилятор, расходные топливные баки, гидроблок, агрегаты управления, генераторы и т. д.), за которой образуется застойная зона воздуха. Переполняя застойную зону, заторможенный воздух периодически выплескивается из нее и сносится потоком на РВ, стабилизатор и киль. Это вызывает повышенные пульсации воздушного потока в области РВ и оперения, которые на некоторых типах вертолетов одновинтовой схемы в определенном диапазоне скорости полета иногда сопровождаются низкочастотными колебаниями конструкции в азимутальной плоскости (так называемый «подсев»).

Для устранения этого неблагоприятного явления в верхней части фюзеляжа вблизи перехода в хвостовую балку на новых типах вертолетов, в частности Ми-26, устанавливают аэродинамические гребни (один или два), которые способствуют непрерывному плавному истечению воздуха из застойной зоны и его организованному смещению с внешним воздушным потоком.

Кроме того, аэродинамический гребень в определенной мере сглаживает завихрения и пульсации воздушного потока, вызванные корневыми участками лопастей и плохообтекаемыми вращающимися агрегатами НВ—втулкой и автоматом перекоса.

У вертолета соосной схемы благодаря аэродинамической симметрии и плавности обводов коэффициент лобового сопротивления фюзеляжа меньше, а коэффициент подъемной силы — несколько больше, чем у фюзеляжа одновинтового вертолета. У многоцелевого соосного вертолета типа Ка-26, имеющего изменяемую конфигурацию фюзеляжа, лобовое сопротивление в значительной мере зависит от варианта применения.

Коэффициент продольного момента фюзеляжа зависит от его угла атаки в принципе так же, как и коэффициент подъемной силы (см. рис. 7.5). При этом в основном эксплуатационном диапазоне углов атаки производная $m_{z\phi}^{\alpha} > 0$, т.е. фюзеляж (без стабилизатора) статически неустойчив по углу атаки — при увеличении α_{ϕ} он имеет тенденцию к кабрированию, способствующую еще большему увеличению угла атаки. У вертолета соосной схемы статическая неустойчивость фюзеляжа по углу атаки благодаря малому удлинению проявляется в еще большей мере, чем у одновинтового вертолета.

Угол атаки фюзеляжа α_{ϕ} отсчитывают от строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ), составляющей с конструктивной плоскостью вращения НВ угол заклинения ϵ (см. рис. 7.2): $\alpha_{\phi} = \alpha_{н.в} + \epsilon - \Delta\alpha_{н.в}$

Средний угол индуктивного скоса потока, вызванный НВ (рис. 7.7),

$$\Delta\alpha_{н.в} \approx \arctg v/V \approx T/(2\rho F_{н.в} V^2). \quad (7.6)$$

Для конкретного вертолета величина $\Delta\alpha_{н.в}$ зависит в основном от силы тяги НВ (полетной массы вертолета) и скорости полета.

Скос обтекающего фюзеляж воздушного потока НВ на угол $\Delta\alpha_{н.в}$ вызывает существенное увеличение лобового сопротивления, отрицательной подъемной силы и степени продольной статической неустойчивости фюзеляжа по углу атаки (рис. 7.8). Таким образом и НВ, в свою очередь, «мешает» фюзеляжу как аэродинами-

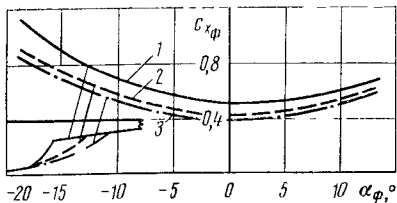


Рис. 7.6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления фюзеляжа различной формы от угла атаки

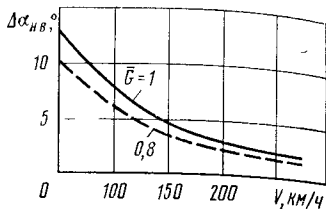


Рис. 7.7. Зависимость угла индуктивного скоса от скорости полета и относительной полетной массы вертолета

ческому телу. Остается рассмотреть аэродинамические характеристики фюзеляжа в боковом движении.

Коэффициент боковой силы почти линейно зависит от угла скольжения в диапазоне $\sim -30^\circ < \beta_{ск} < \sim 30^\circ$, пока сохраняется плавное обтекание фюзеляжа, соответствующее его поперечным и азимутальным обводам, и слабо зависит от угла атаки (рис. 7.9). При этом величина $c_{z\phi}^{\beta_{ск}} < 0$, т.е. при полете вертолета со скольжением фюзеляж имеет естественную тенденцию к сносу вбок по потоку.

Коэффициенты поперечного момента и момента рыскания (путевого момента) фюзеляжа возрастают при

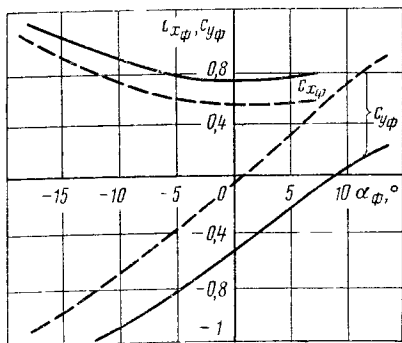


Рис. 7.8. Зависимость коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки фюзеляжа:

— фюзеляж +НВ; - - - изолированный фюзеляж

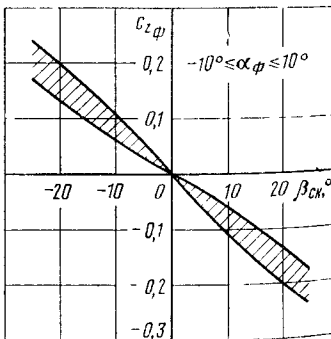


Рис. 7.9. Зависимость коэффициента боковой силы фюзеляжа от угла скольжения в эксплуатационном диапазоне углов атаки

увеличении углов скольжения и атаки (рис. 7.10). При этом в основном эксплуатационном диапазоне изменения этих углов $m_{x\phi}^{вск} > 0$, $m_{y\phi}^{вск} > 0$, т.е. фюзеляж (без крыла и киля) статически неустойчив в боковом движении вертолета — при увеличении $\beta_{ск}$ фюзеляж имеет тенденцию к накренению и развороту против потока, способствующую еще большему увеличению угла скольжения.

У вертолета соосной схемы поперечный момент фюзеляжа благодаря аэродинамической симметрии практически равен нулю, а путевой момент не зависит от угла атаки фюзеляжа, конечно, при небольших углах скольжения, когда сохраняется плавное обтекание фюзеляжа воздушным потоком. Вместе с тем вследствие малого удлинения фюзеляжа его статическая путевая неустойчивость по углу скольжения проявляется в большей мере, чем у фюзеляжа одновинтового вертолета.

Воздушный поток, обтекающий фюзеляж, скашивается несущим винтом не только вниз, но и вбок. В задней части фюзеляжа индуктивный скос потока от НВ направлен влево, а в носовой части фюзеляжа этот скос незначителен и может не приниматься во внимание. В результате индуктивного воздействия НВ при нулевом угле скольжения вертолета возникают существенные

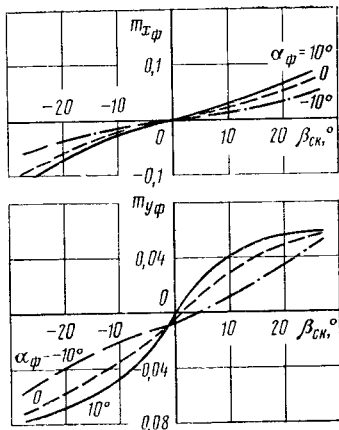


Рис. 7.10. Зависимость коэффициентов поперечного и путевого моментов от углов скольжения и атаки фюзеляжа

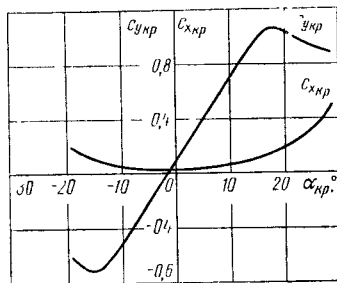


Рис. 7.11. Зависимость коэффициентов подъемной силы и сопротивления от угла атаки крыла

по величине боковая сила, направленная влево, и момент рысканья фюзеляжа, стремящийся повернуть вертолет вправо по курсу, тогда как боковая сила и момент рысканья изолированного фюзеляжа близки к нулю (см. рис. 7.8 и 7.9). При увеличении угла скольжения вертолета влияние НВ на аэродинамические характеристики ослабевает, но в принципе улучшает путевую устойчивость фюзеляжа при правом скольжении, способствуя повороту вертолета против скольжения.

Аэродинамические характеристики крыла представляют собой зависимости коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки (рис. 7.11), который отличается от угла атаки фюзеляжа на угол установки крыла относительно строительной горизонтали фюзеляжа $\varphi_{кр}$ (см. рис. 7.2): $\alpha_{кр} = \varphi_{кр} + \varepsilon + \alpha_{н.в} - \Delta\alpha_{н.в}$.

Поскольку индуктивная скорость НВ в азимуте $\psi = 90^\circ$ больше, чем в азимуте $\psi = 270^\circ$, скос потока от НВ у левой консоли крыла соответственно несколько больше, чем у правой. При $V < 100$ км/ч аэродинамическая роль крыла практически незначительна, при $V \approx 200$ км/ч крыло разгружает НВ на 10—15%, а при $V \approx 300$ км/ч — на 20—25%, что способствует отдалению срыва потока на НВ и увеличению максимальной скорости полета вертолета. Создаваемая крылом подъемная сила возрастает при смещении назад продольной центровки вертолета и соответственно увеличении угла атаки фюзеляжа и крыла.

Силы $Y_{кр}$ и $X_{кр}$ создают относительно центра масс вертолета продольный момент (см. рис. 7.2): $M_{z_{кр}} = -Y_{кр} L_{кр} + X_{кр} u_{кр}$

Поскольку $Y_{кр} \gg X_{кр}$ и $L_{кр} > u_{кр}$, продольный момент крыла на режимах горизонтального полета всегда пикирующий. Из-за расположения крыла позади центра масс вертолета $M_{z_{кр}}^a < 0$, т. е. крыло способствует улучшению продольной статической устойчивости планера по углу атаки. Вместе с тем $M_{z_{кр}}^V < 0$, т. е. крыло несколько ухудшает продольную статическую устойчивость планера по скорости полета вертолета.

Вследствие отмеченного различия углов атаки и соответственно подъемных сил правой и левой консолей крыла, вызванного неравномерностью поля индуктивных скоростей НВ в поперечной плоскости, возникает

кренящий момент крыла, направленный влево. Этот момент действует противоположно кренящему моменту от НВ и поэтому позволяет уменьшить балансирующее отклонение ручки управления влево при увеличении скорости полета вертолета. Чтобы усилить такое положительное влияние крыла на поперечную балансировку вертолета, правую консоль обычно устанавливают под большим углом, чем левую.

При полете вертолета со скольжением крыло, так же, как и на самолете, создает момент поперечной статической устойчивости ($M_{x_{кр}}^{ск} < 0$), обусловленный перераспределением аэродинамической нагрузки и смещением центра давления вбок по размаху крыла. Физически это объясняется тем, что при скольжении боковая кромка, на которую скользит крыло, становится передней кромкой по отношению к боковой составляющей скорости воздушного потока $V \sin \beta_{ск}$, а передняя кромка крыла несет лучше задней.

Влияние крыла на поперечную статическую устойчивость планера, как правило, столь существенно, что неустойчивый фюзеляж (без крыла) при установке крыла приобретает устойчивость (рис. 7.12). Однако излишне большая поперечная устойчивость затрудняет пилотирование любого летательного аппарата, поэтому иногда на вертолете с крылом для уменьшения степени поперечной устойчивости крылу придают отрицательный угол поперечного V . Вследствие этого боковой поток со скоростью $V \sin \beta_{ск}$ вызывает уменьшение углов атаки в сечениях выдвинутого крыла и увеличение их в сечениях отстающего крыла.

Несимметричное распределение дополнительных углов атаки по консолям крыла создает несимметричный прирост подъемных сил консолей и момент этих сил относительно продольной оси вертолета, способствующий его накрениванию на выдвинутое скользящее крыло, т. е. уменьшению поперечной устойчивости планера.

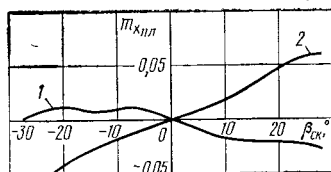


Рис. 7.12. Зависимость коэффициента поперечного момента планера от угла скольжения:

1 — с крылом; 2 — без крыла

Аэродинамические характеристики стабилизатора практически сводятся к продольному моменту относительно центра масс вертолета, создаваемому только подъемной силой стабилизатора (см. рис. 7.2):

$$M_{z_{ст}} \approx -0,5c_{уст} K_{ст} \rho V^2 S_{ст} L_{ст},$$

где $K_{ст} = (V_{ст}/V)$ — коэффициент торможения скорости потока у стабилизатора, значение которого тем меньше, чем хуже обводы фюзеляжа и условия обтекания стабилизатора.

Зависимость произведения $K_{ст} c_{уст}$ от угла атаки стабилизатора $\alpha_{ст} = \varphi_{ст} + \alpha_{н.в.} - \Delta\alpha_{ст}$ аналогична приведенной на рис. 7.6 и 7.10.

Если стабилизатор кинематически связан с управлением общим шагом НВ, при увеличении угла общего шага φ_0 угол установки стабилизатора $\varphi_{ст}$ относительно строительной горизонтали фюзеляжа также увеличивается. При этом приращение пикирующего момента стабилизатора противодействует приращению кабрирующего момента НВ, что улучшает условия продольной балансировки и продольную управляемость вертолета.

Скос потока у стабилизатора в общем случае создается НВ, фюзеляжем и крылом: $\Delta\alpha_{ст} = \Delta\alpha_{ст.н.в.} + \Delta\alpha_{ст.ф.} + \Delta\alpha_{ст.кр.}$

Средний угол индуктивного скоса потока от НВ можно также приближенно определить, как и для фюзеляжа (см. 7.6 и рис. 7.7).

Скос потока у стабилизатора, создаваемый фюзеляжем, зависит главным образом от угла атаки фюзеляжа и размаха стабилизатора, ибо чем больше стабилизатор выходит из возмущенной фюзеляжем зоны обтекания, тем соответственно меньше осредненный по его размаху угол скоса потока. Практически в основном эксплуатационном диапазоне углов атаки фюзеляжа $-1^\circ < \Delta\alpha_{ст.ф.} < 1^\circ$.

Скос потока у стабилизатора от крыла $\Delta\alpha_{ст.кр.}$ определяется главным образом геометрическими параметрами и коэффициентом подъемной силы крыла, а также

его расположением относительно стабилизатора. Для существующих компоновок одновинтовых вертолетов $\Delta\alpha_{сткр} = 2 \dots 5^\circ$, при этом величина $\Delta\alpha_{сткр}$ тем больше, чем больше $c_{укр}$, меньше удлинение крыла и его расстояние до стабилизатора. В результате существенного в целом скоса потока $\Delta\alpha_{ст}$ угол атаки стабилизатора, как правило, отрицательный, даже если $\varphi_{ст} > 0$. Следовательно, стабилизатор создает отрицательную подъемную силу и кабрирующий момент относительно центра масс вертолета.

При увеличении скорости полета вертолета возрастающий кабрирующий момент стабилизатора вызывает увеличение угла тангажа и соответствующее уменьшение скорости полета. Следовательно, $M_{z_{ст}}^V > 0$, т. е. стабилизатор способствует продольной статической устойчивости вертолета по скорости. При увеличении угла атаки положительный прирост подъемной силы стабилизатора вызывает пикирующий момент, под действием которого угол атаки вертолета уменьшается. Таким образом $M_{z_{ст}}^\alpha < 0$, т. е. стабилизатор способствует продольной статической устойчивости вертолета и по углу атаки (перегрузке), причем столь существенно, что неустойчивый фюзеляж (без стабилизатора) при установке стабилизатора приобретает устойчивость (рис. 7.13).

Продольный момент, создаваемый стабилизатором, в значительной мере зависит от угла скольжения вертолета. Это объясняется возрастанием осредненного по размаху стабилизатора скоростного напора и уменьшением угла скоса потока от расположенных впереди элементов планера при выходе одной из консолей стабилизатора из заторможенной и возмущенной зоны обтекания. Возникновение дополнительного продольного момента планера на пикирование при полете со скольжением требует для балансировки вертолета соответствующего отклонения автомата перекоса назад.

Аэродинамическая боковая сила кия, как и любой несущей поверхности, определяется его площадью, относительной толщиной, про-

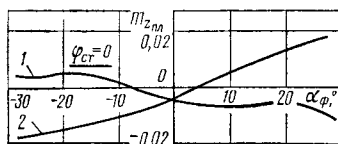


Рис 7.13. Зависимость коэффициента продольного момента планера от угла атаки. 1 — со стабилизатором; 2 — без стабилизатора

филированием (кривизной), углом установки относительно вертикальной плоскости симметрии планера, а также скоростью полета и углом скольжения вертолета, плотностью воздуха. Киль современных скоростных вертолетов имеет достаточно большую площадь и кривизну, конструктивно повернут на несколько градусов влево по полету.

Коэффициент боковой силы кия зависит от угла скольжения вертолета в принципе так же, как коэффициент подъемной силы крыла или стабилизатора от угла атаки (см. рис. 7.10). При скольжении вертолета на правый борт боковая сила кия направлена влево.

Существенное влияние на боковую силу кия оказывают несущий и рулевой винты, а также расположенные впереди элементы планера, которые изменяют угол подхода воздушного потока к килю по сравнению с углом скольжения вертолета. В общем случае это влияние достаточно сложное и зависит от расположения кия по отношению к несущему и рулевому винтам, характерным элементам фюзеляжа (надстройкам, хвостовой балке и др.), а также от кинематических параметров режима полета вертолета. Отметим кратко наиболее важные закономерности аэродинамической интерференции кия с другими несущими элементами вертолета.

НВ левого вращения создает у кия, так же как и у РВ, боковой индуктивный скос потока, направленный влево, «помогая» тем самым килю в создании боковой силы, направленной также влево, в сторону силы тяги РВ. При $V=150\text{--}250$ км/ч и $-10^\circ < \beta_{\text{ск}} < 10^\circ$ угол индуктивного скоса потока у кия от НВ составляет $1\text{--}3^\circ$, убывая при увеличении скольжения вертолета на правый борт и скорости его полета. При $V > 300$ км/ч и любых углах скольжения или $\beta_{\text{ск}} > 20^\circ$ и любых скоростях полета вертолета индуктивным влиянием НВ можно вообще пренебречь.

Скос воздушного потока у кия, создаваемый индуктивным потоком РВ, направлен вправо, препятствуя тем самым килю в разгрузке самого РВ. Угол индуктивного скоса определяется выражением (7.6), в которое, однако, следует ввести коэффициент ослабления, составляющий $\sim 0,5$. Для толкающего РВ это ослабление

обусловлено расположением килья в зоне подсоса воздуха к РВ, где индуктивная скорость меньше, чем в плоскости вращения винта. Для тянущего РВ ослабление индуктивного воздействия на киль обусловлено удалением килья от вихревой пелены РВ, сносимой по потоку.

В результате индуктивный скос от РВ у килья значительно меньше, чем индуктивный скос от НВ у крыла. С увеличением скорости полета вертолета потребная для балансировки сила тяги РВ и соответственно ее аэродинамическое влияние на киль быстро уменьшаются, так что при скорости полета выше крейсерской этим влиянием можно пренебречь.

Скос потока у килья, вызванный фюзеляжем, зависит в основном от углов атаки и скольжения фюзеляжа. При положительных значениях $\alpha_{\text{ф}}$ киль попадает в зону аэродинамического затенения фюзеляжем и скос потока от фюзеляжа уменьшает истинный угол подхода потока к килью, т. е. соответственно боковую силу килья при данном угле скольжения вертолета. При отрицательных и околонулевых значениях $\alpha_{\text{ф}}$ киль, наоборот, выходит из зоны затенения фюзеляжем и скос потока от фюзеляжа увеличивает угол подхода потока к килью, т. е. боковую силу килья. В основном эксплуатационном диапазоне значений $-10^\circ < \alpha_{\text{ф}} < 0$, $-10^\circ < \beta_{\text{ск}} < 10^\circ$ угол скоса потока у килья фюзеляжем изменяется в достаточно узком диапазоне $\pm 2^\circ$.

Путевая устойчивость планера, создаваемая килем, определяется моментом рысканья от боковой силы килья при полете вертолета со скольжением. Например, при правом скольжении боковая сила килья направлена влево, вызывая разворот вертолета вправо по потоку, против скольжения. Киль оказывает превалирующее влияние на путевую устойчивость планера — неустойчивый без килья фюзеляж при установке килья приобретает устойчивость (рис. 7.14).

Положительное влияние килья на путевую устойчивость вертолета особенно важно в аварийных ситуациях, вызванных отказами в полете РВ или системы путевого управления. В этих случаях киль обеспечивает путевую балансировку вертолета со скольжением на определенной скорости полета и возможность выполнения вынужденной посадки по-самолетному, парируя реактивный момент НВ. Поэтому достаточно мощный киль—

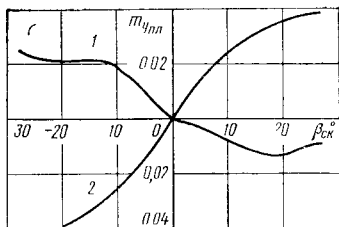


Рис. 7.14. Зависимость коэффициента путевого момента планера от угла скольжения:

1 — с килем; 2 — без киля

скольжения. Поэтому установка киля также улучшает поперечную статическую устойчивость всего планера

Вертолет соосной схемы имеет, как правило, мощное вертикальное оперение, которое включает в себя два вертикальных кия-шайбы с рулями поворота, а на некоторых типах вертолетов — дополнительно верхний и нижний кили, установленные на хвостовой балке. Такое вертикальное оперение надежно обеспечивает путевую устойчивость и в значительной мере способствует улучшению путевой управляемости вертолета на режимах горизонтального полета и самовращения НВ.

Роль вертикального оперения в обеспечении путевой управляемости соосного вертолета наглядно проявляется в увеличении относительной мощности путевого управления. Под относительной мощностью управления понимают максимальный управляющий момент, создаваемый в горизонтальном полете вертолета, отнесенный к максимальному управляющему моменту на режиме висения. На крейсерских скоростях горизонтального полета вертолета (рис. 7.15, а) путевого момента, создаваемый рулями направления (РН), превалирует над путевым моментом, создаваемым НВ, вследствие чего суммарная эффективность путевого управления Σ существенно возрастает. Но особенно велика роль вертикального оперения при планировании вертолета на режиме самовращения НВ (рис. 7.15, б), когда наблюдается известное явление реверса путевого управления. На этом режиме управляющий момент от руля направления компенсирует существенно уменьшенный или даже обратный по знаку управляющий момент НВ, обес-

одно из эффективных конструктивных средств повышения безопасности полетов, хотя, конечно, установка киля, как и крыла, связана с дополнительными затратами мощности силовой установки и массы конструкции вертолета. Кроме момента рысканья, киль создает момент крена, стремящийся повернуть вертолет относительно продольной оси против

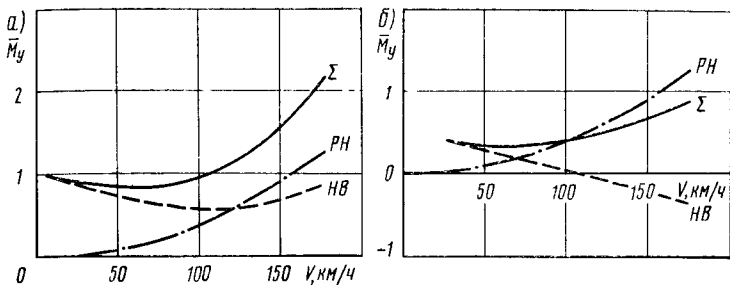


Рис. 7.15. Зависимость относительной мощности путевого управления вертолета соосной схемы типа Ка-26 от скорости полета

печивая сохранение в целом пугевой управляемости и возможности выполнения вынужденной посадки вертолета.

Криволинейное движение вертолета в пространстве вызывает образование демпфирующих моментов планера в принципе так же, как и у самолета.

При вращении вертолета по тангажу, например, на кабрирование с угловой скоростью ω_z углы атаки α обтекаемых элементов планера, расположенных позади центра масс, увеличиваются на $\Delta\alpha \approx \text{tg}\Delta\alpha = \omega_z L/V$ благодаря окружной скорости $\omega_z L$. Возникающие в результате этого дополнительные аэродинамические силы крыла и стабилизатора направлены вверх и создают продольные моменты на пикирование, тормозящие вращение вертолета, т. е. демпфирующие моменты:

$$\left. \begin{aligned} \Delta M_{z_{\text{кр}}} &= \Delta Y_{\text{кр}} L_{\text{кр}} = c_{y_{\text{кр}}}^{\alpha} \rho S_{\text{кр}} L_{\text{кр}}^2 V \omega_z; \\ \Delta M_{x_{\text{ст}}} &= \Delta Y_{\text{ст}} L_{\text{ст}} = c_{y_{\text{ст}}}^{\alpha} \rho S_{\text{ст}} L_{\text{ст}}^2 V \omega_z. \end{aligned} \right\} (7.7)$$

Как следует из (7.7), продольный демпфирующий момент планера пропорционален площади демпфирующих поверхностей, квадрату их расстояния от центра масс, скорости полета и угловой скорости тангажа вертолета. Хотя $c_{y_{\text{кр}}}^{\alpha} > c_{y_{\text{ст}}}^{\alpha}$ и $S_{\text{кр}} > S_{\text{ст}}$, но $L_{\text{ст}} \gg L_{\text{кр}}$, поэтому продольный демпфирующий момент планера создается в основном стабилизатором и лишь в незначительной мере — крылом и фюзеляжем.

При вращении вертолета по крену с угловой скоростью ω_x демпфирующий момент планера создается

в основном килем и крылом. Вращение вертолета относительно продольной оси ox вызывает приращение угла скольжения в сечении кия на величину $\Delta\beta_{ск} \approx \approx (\omega_x y_x) / (\sqrt{K_k} V)$, а также увеличение местных углов атаки в сечениях опускающейся консоли крыла и уменьшение их в сечениях поднимающейся консоли на величину $\Delta\alpha \approx (\omega_x z) / V$. Возникающие в результате этого дополнительные боковая сила кия и антисимметричная нагрузка крыла создают демпфирующие моменты крена, а также незначительные моменты рысканья, разворачивающие вертолет по курсу.

При вращении вертолета по курсу с угловой скоростью ω_y демпфирующий момент планера создается в основном килем, в меньшей степени — фюзеляжем и крылом. Вращение вертолета относительно нормальной оси oy вызывает приращение угла скольжения в сечении кия на величину $\Delta\beta_{ск} \approx (\omega_y L_k) / (\sqrt{K_k} V)$, а также увеличение скорости сечений у движущейся вперед консоли крыла и уменьшение у движущейся назад консоли на величину $\Delta V = \omega_y z$. Возникающие в результате этого дополнительные боковая сила кия и антисимметричное сопротивление крыла создают демпфирующие моменты рысканья и незначительный момент крена.

Боковые демпфирующие моменты планера также пропорциональны площади демпфирующих поверхностей, квадрату их расстояния до соответствующей оси вращения, скорости полета и угловой скорости вращения вертолета.

В изложенной постановке демпфирующие моменты планера определяют только для условий плавного досрывного обтекания. Если же вертолет энергично маневрирует на предельных режимах и на демпфирующих поверхностях возникает срыв потока, демпфирующие моменты планера, как правило, существенно уменьшаются, что неблагоприятно отражается на динамических характеристиках вертолета.

Аэродинамика планера оценивается в целом следующим образом. Представим в относительных единицах типичные соотношения аэродинамических сил и моментов, создаваемых винтами и элементами планера современного одновинтового вертолета, имеющего удобообтекаемый фюзеляж, крыло и развитый профилированный

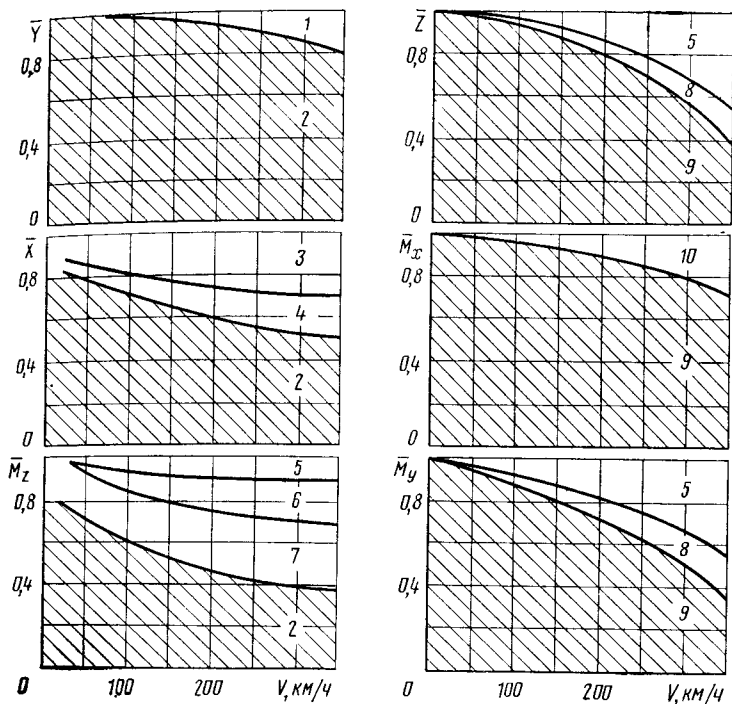


Рис. 7.16. Зависимость относительных аэродинамических сил и моментов, от скорости полета вертолета:

1 — фюзеляж+крыло+стабилизатор; 2 — НВ; 3 — фюзеляж+стабилизатор; 4 — крыло; 5 — фюзеляж; 6 — крыло; 7 — стабилизатор; 8 — киль; 9 — рулевой винт; 10 — фюзеляж+крыло+киль

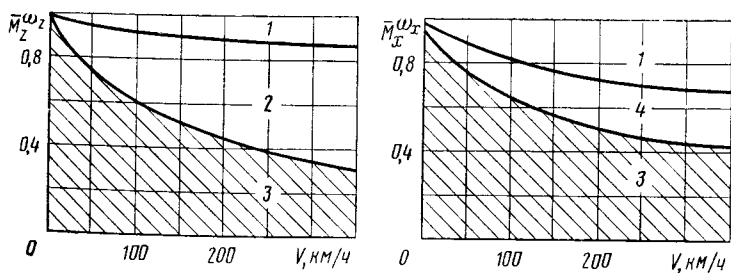


Рис. 7.17. Зависимость относительных демпфирующих моментов, создаваемых НВ и планером от скорости полета вертолета:

1 — фюзеляж+крыло; 2 — стабилизатор, 3 — НВ; 4 — киль

киль (рис. 7.16). В качестве основного аргумента используется скорость полета вертолета при постоянных значениях $\alpha_{и\text{в}} = -5^\circ$ и $\beta_{ск} = 5^\circ$. Из рис. 7.16 можно заключить следующее:

подъемная сила вертолета создается в основном НВ; роль планера в создании лобового сопротивления и продольного момента вертолета соизмерима с ролью НВ, а в создании боковой силы и момента рысканья — с ролью РВ;

влияние планера на аэродинамические характеристики вертолета возрастает с увеличением скорости его полета при постоянных углах атаки и скольжения;

крыло создает на больших скоростях полета около половины лобового сопротивления фюзеляжа и продольного момента стабилизатора (моменты крыла и стабилизатора обычно противоположны по знаку);

стабилизатор при постоянном угле установки и больших скоростях полета вертолета создает почти такой же кабрирующий момент, как и НВ;

развитый профилированный киль оказывает существенное влияние на боковые аэродинамические силу и моменты планера.

Соотношение относительных демпфирующих моментов, создаваемых НВ и планером при вращении вертолета по тангажу и крену, зависит главным образом от скорости полета (рис. 7.17). На малых скоростях демпфирование создается преимущественно НВ, а на больших скоростях доля НВ составляет менее половины. В свою очередь, продольный демпфирующий момент планера создается в основном стабилизатором, а поперечный — крылом и килем. Однако роль крыла и киля вместе взятых в демпфировании вращения вертолета по крену заметно меньше, чем роль одного небольшого по размерам стабилизатора в демпфировании вращения вертолета по тангажу.

Таким образом, стабилизатор — наиболее важный элемент планера вертолета, обеспечивающий его продольную статическую устойчивость и демпфирование.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА

8.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Силовая установка современных вертолетов состоит, как правило, из двух газотурбинных двигателей и обеспечивающих их систем (топливной, смазки, автоматического регулирования, противообледенительной и др.). Передача крутящего момента (мощности) от двигателей к НВ осуществляется с помощью главного редуктора, а к РВ — с помощью промежуточного и хвостового редукторов, валов и муфт хвостовой трансмиссии.

В отличие от турбовинтовых самолетов, на которых применяются преимущественно ТВД с одной многоступенчатой турбиной, на вертолетах устанавливают двухвальные двигатели, у которых ротор турбокомпрессора приводится во вращение одной турбиной, а НВ — другой, так называемой свободной турбиной, не связанной механически с турбиной турбокомпрессора. Это позволяет уменьшить передаточное число и массу главного редуктора, оптимизировать частоту вращения НВ, повысить устойчивость работы двигателя, облегчить запуск и раскрутку турбокомпрессора, обойтись без муфты включения трансмиссии.

Управление мощностью обоих двигателей синхронизировано с управлением углом установки общего шага НВ и осуществляется от рычага «шаг — газ», который кинематически связан с ползуном автомата перекоса и одновременно с рычагами топливных насосов двигателей. При перемещении рычага «шаг — газ» вверх увеличивается угол установки лопастей и соответственно сила тяги НВ с одновременным увеличением мощности двигателей.

Для изменения частоты вращения НВ при заданном значении общего шага на рычаге «шаг — газ» имеется поворотная рукоятка коррекции, которая кинематически связана только с рычагами топливных насосов. При повороте рукоятки коррекции вправо увеличивается подача топлива, а следовательно, и мощность двигателей,

при повороте рукоятки влево мощность двигателей уменьшается. В полете рукоятка коррекции находится обычно в крайнем правом положении, при этом работает система автоматического поддержания частоты вращения НВ.

Регулятор (стабилизатор) этой системы настроен на поддержание оптимальной частоты вращения НВ и при ее самопроизвольном, например, увеличении уменьшает подачу топлива в камеры сгорания двигателей. Это вызывает уменьшение мощности на валу свободной турбины, в результате чего частота вращения свободной турбины и кинематически жестко связанного с ней НВ восстанавливается до заданной. При самопроизвольном уменьшении частоты вращения НВ регулятор работает в обратном порядке.

Таким образом, на установившихся режимах работы подачей топлива в двигатели управляет регулятор частоты вращения НВ, устойчиво поддерживая постоянной оптимальную частоту вращения НВ, измеряемую обычно в процентах (для вертолета типа Ми-8 $n_{\text{опт}} = 95 \pm \pm 2\%$). Системы регулирования НВ и силовой установки некоторых современных вертолетов, например Ми-26, предусматривают перенастройку в определенных пределах регулируемой частоты вращения НВ для уменьшения расхода топлива при полетах на максимальную дальность.

Мощность, снимаемая с вала свободной турбины, называется эффективной мощностью двигателя. Она пропорциональна кубу частоты вращения турбокомпрессора: $N_e = C n_{\text{тк}}^3$, где C — коэффициент пропорциональности. Передача эффективной мощности на НВ сопровождается неизбежными потерями: на привод РВ (8—10% на режиме висения и 2—4% на режимах горизонтального полета), привод агрегатов двигателя и вертолета ($\sim 1\%$), трение в трансмиссии ($\sim 3\%$), привод вентилятора охлаждения агрегатов ($\sim 1,5\%$), гидравлические сопротивления входных устройств ($\sim 2,5\%$). Кроме перечисленных постоянных потерь мощности, существуют и временные потери — при включении воздушно-тепловой противообледенительной системы ($\sim 4\%$) и установке пылезащитного входного устройства ($\sim 2,5\%$ в выключенном состоянии и $\sim 6\%$ при включении).

Располагаемой мощностью N_p называется часть мощности двигателя, подводимая к втулке НВ на заданном режиме его работы: $N_p = \xi N_e$, где ξ — коэффициент использования мощности, зависящий главным образом от скорости полета вертолета.

Для обеспечения необходимых летных характеристик вертолета во всем эксплуатационном диапазоне высот полета и температур наружного воздуха двигателя, как правило, переразмерены по мощности в стандартных атмосферных условиях у земли. При этом, чтобы не перегружать трансмиссию, в первую очередь главный редуктор, мощность двигателей при помощи топливорегулирующей аппаратуры ограничивается значением, потребным для заданного режима полета вертолета в конкретных атмосферных условиях. Размерность двигателей, как правило, определяется мощностью, потребной для обеспечения полета вертолета на максимальной высоте (динамическом потолке).

Для создания потребной мощности вертолета в различных полетных условиях двигатели могут работать в следующих основных режимах:

режим малого газа, на котором обеспечивается устойчивая работа двигателей с минимальной частотой вращения турбокомпрессора для прогрева после запуска и при полете вертолета на режиме самовращения НВ без выключения двигателей. Для ограничения температурных и вибрационных напряжений деталей двигателей время непрерывной работы на этом режиме не должно превышать ~ 20 мин;

крейсерский режим, на котором создается наибольшая мощность при непрерывной надежной работе двигателей в течение всего установленного ресурса (срока службы). Поскольку время работы двигателей на этом режиме не ограничивается, он обычно используется при выполнении маршрутных полетов на дальность или специальных заданий на максимальную продолжительность полета;

номинальный режим, время непрерывной работы на котором ограничено по условиям прочности деталей двигателей ~ 1 ч. Этот режим используют при взлете и висении у земли, наборе высоты, полете с максимальной скоростью и нормальной полетной массой в благоприятных атмосферных условиях;

взлетный режим, на котором двигатели развивают максимальные мощность и крутящий момент при максимально допустимых значениях частоты вращения турбокомпрессора и температуры газов перед турбиной, а также максимальном общем шаге НВ. По условиям прочности деталей двигателей время непрерывной работы на этом режиме ограничено ~ 6 мин, а допустимое относительное время общей наработки за ресурс $\sim 5\%$. Взлетный режим используют при взлете, висении и наборе высоты вертолета с перегрузочной полетной массой, в условиях повышенной температуры наружного воздуха или барометрической высоты взлетной площадки, а также при полете на одном двигателе.

Мощность двигателей на номинальном режиме составляет 85—90%, а на крейсерском — 70—80% от взлетной.

Основным показателем экономичности работы двигателей и эффективности силовой установки является удельный расход топлива — количество топлива, затрачиваемое на выработку единицы мощности в единицу времени. При заданном режиме работы двигателей их эффективная мощность и удельный расход топлива зависят от внешних условий полета вертолета (скорости и высоты полета, температуры, давления и влажности наружного воздуха, скорости и направления ветра), а также от регулировки и технического состояния самих двигателей.

Высотные характеристики двигателя представляют собой зависимости эффективной мощности и удельного расхода топлива на различных режимах работы от высоты полета вертолета при заданной программе автоматического регулирования двигателя.

С увеличением высоты, как известно, уменьшаются температура, давление и массовая плотность воздуха. Несмотря на большую степень сжатия воздуха в компрессоре из-за понижения его температуры, уменьшение давления и плотности воздуха, а соответственно и его массового расхода вызывает уменьшение мощности двигателя. Такой характер изменения мощности имеют высотные двигатели (рис. 8.1, сплошные линии).

У высотных двигателей взлетная мощность сохраняется почти постоянной до определенной, так называемой расчетной высоты полета вертолета (рис. 8.1,

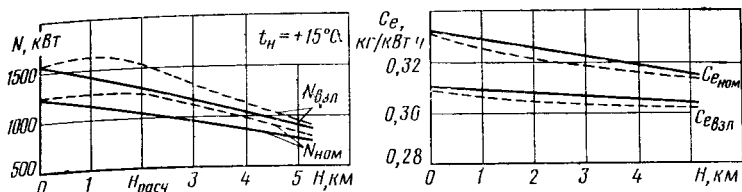


Рис. 8.1. Зависимость мощности двигателей и удельного расхода топлива от высоты полета:

— — — невысотный; - - - высотный

штриховые линии), что автоматически обеспечивается увеличением подачи топлива, температуры газов перед турбиной и частоты вращения ротора турбокомпрессора. При достижении расчетной высоты полета температура газов перед турбиной и частота вращения турбокомпрессора достигают предельно допустимых значений по условиям прочности конструкции двигателя и автоматически ограничиваются этими значениями. Поэтому при дальнейшем увеличении высоты полета взлетная мощность двигателя уменьшается.

К числу высотных относится большинство вертолетных газотурбинных двигателей, хотя расчетная высота изменяется у них в достаточно широких пределах — от ~ 500 до 2000 м.

Характер изменения мощности на номинальном режиме работы двигателя, как правило, почти такой же, как и на взлетном.

Удельный расход топлива, как и у самолетных газотурбинных двигателей, с увеличением высоты полета вертолета уменьшается вследствие повышения степени сжатия воздуха в компрессоре. У высотных двигателей на расчетной высоте достигается к.п.д. турбокомпрессора, близкий к максимальному, поэтому при дальнейшем увеличении $H > H_{расч}$ темп уменьшения удельного расхода топлива замедляется.

Скоростные характеристики двигателя — зависимости эффективной мощности и удельного расхода топлива от скорости полета. Поскольку входные устройства двигателей расположены, как и у самолетов, по полету, при увеличении скоростного напора давление воздуха на входе в компрессор повышается. Соответствующее повышение степени сжатия воздуха в компрессоре вы-

зывает увеличение эффективной мощности двигателя и уменьшение удельного расхода топлива.

Однако в реальном эксплуатационном диапазоне скоростей полета современных вертолетов влияние скоростного напора на характеристики двигателей оказывается несущественным и чаще всего вообще не принимается во внимание. И лишь при $V > 250$ км/ч заметное увеличение мощности и экономичности двигателей (на 3—5%) способствует некоторому улучшению летно-технических характеристик вертолета.

Климатические характеристики двигателя представляют собой зависимости эффективной мощности и удельного расхода топлива от температуры, давления и влажности наружного воздуха при заданной программе автоматического регулирования двигателя.

Увеличение температуры вызывает соответствующее уменьшение плотности воздуха и наоборот. Если частота вращения ротора турбокомпрессора сохраняется постоянной (что, как правило, соответствует взлетному режиму работы), эффективная мощность двигателя и удельный расход топлива изменяются в принципе относительно их расчетных значений при стандартной температуре $t_n = +15^\circ\text{C}$ (рис. 8.2).

Однако конкретная зависимость параметров двигателя от температуры наружного воздуха определяется главным образом программой автоматического регулирования. В частности, программа регулирования современных вертолетных двигателей предусматривает сохранение постоянным расхода топлива в диапазоне тем-

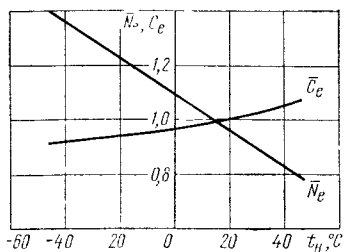


Рис. 8.2. Зависимость относительных мощности двигателя и удельного расхода топлива от температуры наружного воздуха

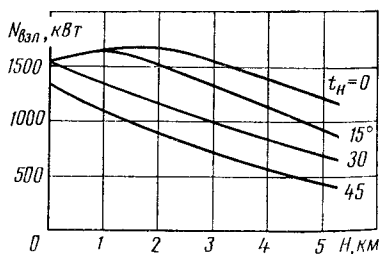


Рис. 8.3. Высотно-климатическая характеристика двигателя по взлетной мощности

ператур воздуха $\sim -40^{\circ}\text{C} < t_n < \sim +30^{\circ}\text{C}$. Это обеспечивает поддержание мощности двигателя почти постоянной в указанном диапазоне температур, за пределами которого вступают в действие ограничители предельных режимов работы двигателя и мощность его резко уменьшается.

Влияние давления наружного воздуха проявляется главным образом в изменении расчетной температуры, при которой срабатывают ограничители предельных режимов работы двигателя. Чем меньше давление, тем при меньшей температуре происходит «срезка» мощности двигателя. С учетом указанных зависимостей эффективной мощности двигателя от температуры и давления воздуха высотная характеристика перестраивается в высотно-климатическую характеристику двигателя (рис. 8.3).

Влажность воздуха вызывает некоторое уменьшение его плотности, а также количества кислорода, вытесняемого парами воды. Поэтому при увеличении относительной влажности воздуха $\bar{X}_в$ эффективная мощность двигателя уменьшается, а удельный расход топлива возрастает (рис. 8.4).

При одинаковой относительной влажности воздуха давление водяных паров в атмосфере, характеризующее абсолютную влажность воздуха, пропорционально температуре. Например, при одинаковой относительной влажности 90% в одном кубическом метре воздуха с температурой $+35^{\circ}\text{C}$ содержится в 3 раза больше влаги, чем в том же объеме воздуха с температурой $+18^{\circ}\text{C}$. Поэтому влияние влажности на эксплуатационные характеристики двигателя значительнее при повышенных температурах воздуха. С увеличением высоты над уровнем моря давление водяного пара уменьшается, т. е. влажность при высокой температуре воздуха существенна только при полетах на малых высотах.

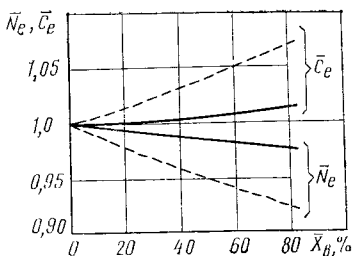


Рис. 8.4. Зависимость относительных мощности двигателей и удельного расхода топлива от относительной влажности воздуха:
— $t_n = 15^{\circ}\text{C}$; - - - $t_n = 40^{\circ}\text{C}$

Висение вертолета вблизи земли заметно изменяет условия работы двигателей по сравнению с обычными полетными условиями.

Во-первых, если висение вертолета выполняется при ветре сбоку — сзади, часть выхлопных газов, экранированных поверхностью земли, забрасывается на вход в двигатели, что сопровождается локальным повышением температуры воздуха перед воздухозаборниками на $10\text{--}20^\circ\text{C}$ и изменением состава воздуха. По этим причинам эффективная мощность двигателей уменьшается, особенно при висении на малой высоте над площадкой в условиях повышенных значений температуры наружного воздуха и барометрической высоты. Например, при обдуве вертолета ветром сзади — сбоку со скоростью $5\text{--}7$ м/с эффективная мощность двигателей может уменьшиться на $4\text{--}5\%$ при $\bar{N} \approx 1$ и на $7\text{--}8\%$ при $\bar{N} \approx 0,7$. Если висение осуществляется на взлетном режиме работы двигателей, это может привести к самопроизвольному снижению вертолета и столкновению его с землей.

Во-вторых, если висение вертолета выполняется на малой высоте над грунтовой площадкой с песчаной или супесчаной почвой, на вход в двигатели забрасывается большое количество пыли.

Пыль, поднятая с земли индуктивным потоком НВ, движется к периферии ометаемого винтом диска. При этом мелкодисперсная часть пыли подсасывается в зону разрежения над НВ, откуда вновь отбрасывается вниз индуктивным потоком, а над центральной частью НВ пыль поднимается вверх и по существу уходит от вертолета.

Значительная часть пыли, отбрасываемой индуктивным потоком НВ, оказывается в зоне разрежения, создаваемой двигателями, и засасывается в их воздухозаборники. В отличие от самолетов при работе вертолета вблизи земли не образуется вихревых или каких-либо турбулентных потоков, забрасывающих пыль непосредственно в воздухозаборники двигателей. Кроме того, у одновинтовых вертолетов с НВ левого вращения в левый двигатель попадает обычно больше пыли, чем в правый. Двигаясь с большой скоростью по проточной части двигателя, пыль вызывает эрозионный износ деталей компрессора, сопровождаемый уменьшением сте-

пени повышения давления и к. п. д. компрессора, эффективной мощности двигателя, увеличением удельного расхода топлива. После прохождения 1 кг пыли через газоздушный тракт двигателя типа ТВ2-117 его мощность может уменьшиться на 0,5—1 %.

Наиболее эффективное из конструктивных мероприятий по защите проточной части двигателя от вредного воздействия пыли — установка в воздухозаборник пылезащитного устройства, что, однако, сопровождается уменьшением мощности двигателя и увеличением удельного расхода топлива. Например, только при установке пылезащитного устройства на вертолет типа Ми-8 мощность силовой установки уменьшается на 2—3 %, а при включении системы отсоса пыли — на 4—8 %, т. е. достаточно существенно. Поэтому для сохранения основных летних данных вертолета потери, связанные с установкой пылезащитного устройства, должны компенсироваться форсированием двигателя по мощности.

При висении вертолета морского назначения на малой высоте над водной поверхностью в воздухозаборники двигателей засасываются водяные брызги и пена, поднятые в воздух индуктивным потоком НВ. Это ухудшает аэродинамические характеристики входных устройств, изменяет состав воздуха и в конечном счете вызывает уменьшение мощности двигателей. Кроме того, систематическое использование таких режимов полета приводит к коррозионному поражению деталей проточной части двигателя от воздействия агрессивных компонентов морской воды, что также способствует уменьшению мощности двигателей и увеличению удельного расхода топлива.

Итак, располагаемая мощность и экономичность силовой установки, определяющие в значительной мере летные данные вертолета, должны, в свою очередь, определяться не для идеальных двигателей в стандартных атмосферных условиях, а с учетом реальных условий эксплуатации. К числу таких условий следует отнести также возможное уменьшение мощности двигателей по мере выработки ими ресурса, обусловленное процессами естественного износа деталей газоздушного тракта и лабиринтных уплотнений. Уменьшение относительной расчетной мощности двигателей за межремонтный ре-

курс может достигать в зависимости от условий базирования и эксплуатации вертолета 5—10%, что заметно ухудшает летные данные вертолета.

8.2. ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ ВЕРТОЛЕТА

Экстремальные скорости и высоты полета определяются равенством потребной и располагаемой мощностей (рис. 8.5). При использовании номинальной мощности двигателей точка 1 соответствует максимальной, точка 2 — минимальной скоростям горизонтального полета. На данном режиме работы двигателей при постоянных значениях полетной массы, высоты полета, температуры воздуха в полете со скоростями меньше V_{min} и больше V_{max} вертолет снижается, а в диапазоне скоростей $V_{min}—V_{max}$ обладает избытком мощности и набирает высоту. Таким образом, зависание на заданной высоте полета оказывается невозможным (для этого необходимо увеличить мощность двигателей или в непосредственной близости от земли использовать эффект воздушной подушки).

При работе двигателей на взлетном режиме точка 3 соответствует максимальной, а точка 4 — минимальной скоростям горизонтального полета. Естественно, $V_{max_{взл}}$ $V_{max_{нам}}$, а минимальная скорость полета в рассматриваемом примере равна нулю. Таким образом, в данных условиях вертолет может висеть вне влияния близости земли, т.е. существует определенный так называемый

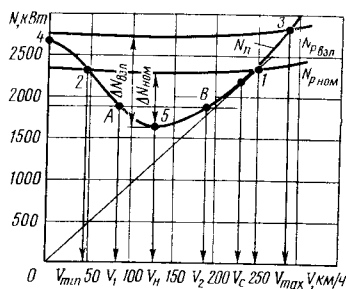


Рис. 8.5. Зависимость потребной и располагаемой мощностей от скорости полета вертолета

статический потолок висения. Некоторые вертолеты, например Ми-2, Ми-6, не имеют статического потолка — в стандартных атмосферных условиях ($H=0$, $t_n=+15^{\circ}\text{C}$, безветрие) могут висеть с полной полетной массой только в зоне влияния земли. Большинство же современных вертолетов, например Ми-26, Ка-32 и некоторые другие, имеют статический потолок ви-

сения $H_{ст} = 1000 \dots 2000$ м, обеспечиваемый главным образом повышенной мощностью и высотностью газотурбинных двигателей.

При увеличении высоты полета вертолета соответствующее уменьшение плотности воздуха вызывает следующие изменения компонентов потребной мощности: профильные потери мощности уменьшаются, а волновые возрастают, примерно компенсируя друг друга;

индуктивные потери мощности, обратно пропорциональные скорости полета и плотности воздуха, возрастают наиболее интенсивно при умеренных скоростях горизонтального полета;

потери мощности на преодоление вредного лобового сопротивления вертолета, пропорциональные кубу скорости полета и плотности воздуха, уменьшаются наиболее интенсивно при больших скоростях полета.

Взаимовлияние указанных факторов изменяет в конечном счете протекание кривых потребной мощности по скорости полета вертолета таким образом, что при увеличении высоты полета потребная мощность в диапазоне $0 < V < V_{эк}$ возрастает, а в диапазоне $V_{эк} < V < V_{max}$ уменьшается. Располагаемая мощность двигателей уменьшается при увеличении высоты полета (у высотных двигателей — при $H > H_{расч}$), поэтому точки пересечения кривых потребной и располагаемой мощностей смещаются, сближая значения V_{min} и V_{max} . В результате при увеличении высоты полета минимальная скорость возрастает, максимальная уменьшается, эксплуатационный диапазон скоростей полета сужается (рис. 8.6).

Наибольшая высота полета H_d , где минимальная скорость равна максимальной и нет избытка мощности, называется динамическим потолком вертолета. При использовании взлетного режима работы двигателей динамический потолок выше, чем при работе двигателей на номинальном режиме. В отличие от статического потолка висения динамический достигается только при горизонтальном полете вертолета с определенной скоростью.

Скороподъемность вертолета при наборе высоты определяется также равенством потребной и располагаемой мощностей:

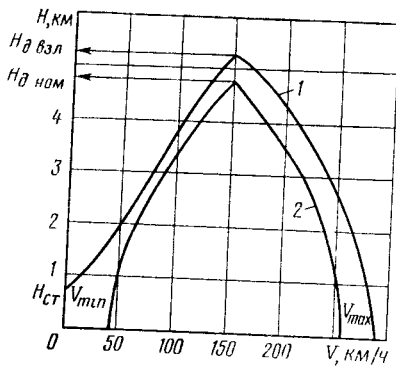


Рис. 86. Зависимость минимальной и максимальной скоростей от скорости и высоты полета:
1 — $N_{взл}$; 2 — $N_{ном}$

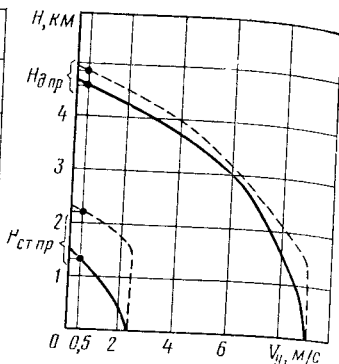


Рис. 87. Зависимость максимальной скорости подъема от высоты полета

$$N_p = N_{г.п} + N_{наб}, \quad (8.1)$$

где $N_{г.п}$ и $N_{наб}$ — мощности, потребные для горизонтального полета и набора высоты.

Мощность для набора высоты

$$N_{наб} = m_b V_y = m_b V \sin \theta_n, \quad (8.2)$$

откуда

$$V_y = (N_p - N_{г.п}) / m_b = \Delta N / m_b. \quad (8.3)$$

Таким образом, вертикальная скорость набора высоты пропорциональна избытку мощности силовой установки ΔN и обратно пропорциональна полетной массе вертолета m_b . При этом значения располагаемой N_p и потребной мощности $N_{г.п}$ вычисляются для заданной скорости полета V , с которой вертолет набирает высоту с углом наклона траектории θ_n . Этой скорости должно соответствовать и значение коэффициента использования мощности силовой установки ξ .

Поскольку располагаемая мощность вертолетных газотурбинных двигателей мало изменяется в эксплуатационном диапазоне скоростей полета, избыток мощно-

сти максимален при той скорости полета, при которой минимальна потребная мощность (см. точку 5 на рис. 8.5).

Скорость установившегося полета вертолета по наклонной траектории, при которой требуется минимальная мощность и обеспечивается максимальная вертикальная скорость набора высоты, называется наимыгоднейшей V_n . При полете на наимыгоднейшем режиме обеспечивается достижение любой заданной высоты за минимальное время. Как правило, набор высоты выполняется на номинальном режиме работы двигателей, однако при необходимости может быть кратковременно использована и взлетная мощность.

С увеличением высоты полета потребная мощность возрастает, а располагаемая уменьшается, так что избыток мощности и соответственно максимальная скороподъемность уменьшаются (рис. 8.7). Если на вертолете установлены высотные двигатели, максимальная скороподъемность уменьшается до расчетной высоты незначительно (штриховая линия). Наконец, если энерговооруженность вертолета обеспечивает ему статический потолок висения, набор высоты может быть выполнен и по вертикали. При этом максимальная вертикальная скороподъемность изменяется по высоте полета в принципе так же, как и при наборе высоты по наклонной траектории, аналогичным образом проявляется и влияние высотности двигателей.

Точки пересечения кривых потребной и располагаемой мощностей определяют теоретические, абсолютные статический и динамический потолки, которые достигаются за бесконечно большое время и лишь характеризуют энерговооруженность вертолета. Однако и при полете на высоте потолка вертолет, естественно, подвергается воздействию атмосферных возмущений, маневрирует, а это требует затрат некоторой дополнительной мощности двигателей, которой нет на высоте абсолютного потолка.

Поэтому на практике под статическим и динамическим потолком обычно понимают такую предельную высоту висения или соответственно горизонтального полета, на которой вертолет еще удовлетворяет нормам летной годности и, в частности, обладает скороподъемностью не менее $V_y \geq 0,5$ м/с. В руководствах по летной

эксплуатации под практическим потолком полета понижают именно практический динамический потолок, т.е. максимальную высоту полета вертолета, на которой $V_{y \max} = 0,5$ м/с.

Вертикальная скорость и угол снижения на режиме самовращения НВ определяются из очевидного условия $N_p = 0$. При этом согласно (8.1) и (8.2):

$$V_y = -N_{г.п}/m_b; \quad (8.4)$$

$$\Theta_{сн} = -N_{г.п}/m_b V. \quad (8.5)$$

Очевидно, минимальная вертикальная скорость снижения соответствует наивыгоднейшей, а минимальный угол планирования — скорости полета V_c , при которой величина $N_{г.п}/V$ минимальна.

Если на рис. 8.5 провести прямую, параллельную горизонтальной оси, она пересечет кривую потребной мощности в двух точках А и В, которым соответствуют скорости V_1 и V_2 полета вертолета и согласно (8.4) одинаковая вертикальная скорость снижения. Следовательно, возможно планирование при одной и той же вертикальной скорости снижения на двух режимах, определяемых в соответствии с (8.5): при малом угле Θ_2 планирования и большой скорости V_2 по траектории или большом угле Θ_1 планирования и малой скорости V_1 по траектории (рис. 8.8). Практически рациональные параметры режима снижения зависят от конкретной воздушной и наземной обстановки, но, как правило, планирование выполняют на скорости, близкой к наивыгоднейшей, при этом $\Theta = 14...16^\circ$ почти для всех типов вертолетов.

Кривая, изображенная на рис. 8.8, где обе оси координат имеют одинаковую

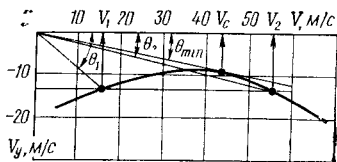


Рис. 8.8. Указательница траекторий планирования вертолета на режиме самовращения НВ

размерность, называется указательницей траекторий или глissады планирования вертолета на режиме самовращения НВ.

Дальность и продолжительность полета характеризуют экономическую эффективность эксплуатации вертолета.

Практической дальностью полета L называется расстояние, пройденное вертолетом по маршруту от места взлета до места посадки. Практической продолжительностью полета τ называется время пребывания вертолета в полете от момента взлета до момента посадки. В этих определениях полагают, что в топливных баках вертолета остается постоянный невырабатываемый остаток топлива $m_{нев}$, а также заданный гарантийный запас топлива $m_{гар}$, учитывающий неточное выдерживание маршрута полета, изменение метеорологических условий или воздушной обстановки, отличия технических характеристик вертолета и двигателей от их средних значений, погрешности при заправке, измерении остатка топлива и расчете дальности и продолжительности полета.

Простейший схематизированный профиль полета вертолета состоит из трех этапов: выбора высоты, горизонтального полета и снижения. При этом:

$$\left. \begin{aligned} L &= L_{наб} + L_{г.п} + L_{сн}; \\ \tau &= \tau_{наб} + \tau_{г.п} + \tau_{сн}. \end{aligned} \right\} \quad (8.6)$$

Располагаемый запас топлива m_t , используемый для выполнения полетного задания, складывается из следующих компонентов:

$$m_t = m_{тз} + m_{тн} + m_{тг.п} + m_{тсн} + m_{тгар} + m_{тнев}, \quad (8.7)$$

где $m_{тз}$ — масса топлива, расходуемая на земле для запуска, прогрева, опробования двигателей, руления и контрольного висения вертолета;

$m_{тн}$, $m_{тсн}$ — масса топлива, затрачиваемая соответственно при взлете и наборе высоты, снижении и посадке;

$m_{тг.п}$ — масса топлива, затрачиваемая на горизонтальный полет вертолета по маршруту.

В типичных условиях эксплуатации современных вертолетов $\overline{m_{тз}} = m_{тз}/m_t = 3 \dots 6\%$, $\overline{m_{тнев}} = m_{тнев}/m_t = 1 \dots 3\%$. Гарантийный запас топлива для одиночного вертолета обычно составляет $\sim 10\%$, при групповом применении вертолетов $\overline{m_{тгар}} = 15 \dots 20\%$.

Расход топлива двигателями за 1 ч полета вертолета называется часовым расходом топлива Q_t . За час установившегося горизонтального полета в штилевых условиях со скоростью V вертолет пролетает расстоя-

ние V километров и затрачивает на 1 км пути массу топлива

$$q = Q_T / V. \quad (8.8)$$

Величина q называется километровым расходом топлива.

С учетом (8.8) выражения (8.6) примут вид:

$$L = V_H (H_{г.п} / V_{уН}) + m_{г.п} / q + V_{сн} (H_{г.п} / V_{усн});$$

$$\tau = H_{г.п} / V_{уН} + m_{г.п} / Q_T + H_{г.п} / V_{усн},$$

где V_H , $V_{сн}$ — средние воздушные скорости полета вертолета при наборе высоты и снижении;

$V_{уН}$, $V_{усн}$ — средние вертикальные скорости набора высоты и снижения;

$H_{г.п}$ — заданная высота горизонтального полета.

Таким образом, дальность и продолжительность полета вертолета определяются в основном запасом топлива, скоростью и высотой горизонтального полета, километровым и часовым расходами топлива.

Часовой и удельный расходы топлива связаны между собой соотношением $Q_T = C_e N_e$. При этом на установившихся режимах горизонтального полета вертолета, когда $N_p = N_n$, $Q_T = \frac{1}{\xi} C_e N_n$ и соответственно $q = (C_e N_n) / (\xi V)$.

Зависимости часового и километрового расходов топлива от скорости установившегося горизонтального полета вертолета (рис. 8.9) выделяют два характерных значения скорости полета: $V_{эк}$ — экономическая скорость, соответствующая наибольшей продолжительности полета; $V_{кр}$ — крейсерская скорость, соответствующая наибольшей дальности полета. Как правило, $V_{эк} \approx V_H$, а $V_{кр} \approx V_c$.

Дальность и продолжительность зависят главным образом от скорости горизонтального полета при одинаковом запасе топлива на борту и прочих равных условиях (рис. 8.10). Текущие значения L и τ на рис. 8.10 отнесены к максимальным, достигаемым соответственно при крейсерской и экономической скоростях полета.

С увеличением высоты полета вертолета удельный расход топлива уменьшается (см. рис. 8.1), что способ-

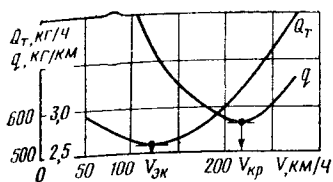


Рис. 8.9. Зависимость часового и километрового расходов топлива от скорости горизонтального полета

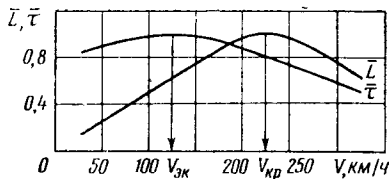


Рис. 8.10 Зависимость относительных дальности и продолжительности от скорости полета

стствует увеличению дальности и продолжительности полета. С другой стороны, мощность, необходимая для выполнения горизонтального полета на экономической скорости, увеличивается, что, наоборот, способствует уменьшению продолжительности полета. Кроме того, увеличение высоты полета требует большего расхода топлива на участках набора высоты и снижения, что также вызывает уменьшение продолжительности и дальности полета. В конечном счете при увеличении высоты до $H \approx 3$ км дальность горизонтального полета возрастает, а при дальнейшем увеличении высоты уменьшается.

Крейсерская и экономическая скорости до высоты $H \approx 3$ км сохраняются почти постоянными, а далее смещаются к той единственной скорости, на которой возможен полет вертолета при $H = H_d$ (см. рис. 8.6).

На установившихся режимах полета вертолета частота вращения НВ автоматически поддерживается постоянной. Однако при выполнении маршрутных полетов на максимальную дальность стабилизированное значение частоты вращения НВ целесообразно уменьшать на 2—3%. Это вызывает соответствующее уменьшение потребной мощности НВ и километрового расхода топлива, т. е. некоторое увеличение дальности полета вертолета.

Перенастройка стабилизированной частоты вращения НВ конструктивно осуществлена на вертолете Ми-26 и некоторых других современных вертолетах. Пользоваться этой перенастройкой рекомендуется при маршрутных полетах на небольших высотах ($H < 2000$ м), так как при полете на большой высоте с крейсерской скоростью уменьшение частоты вращения

НВ способствует развитию срыва потока с лопастей и ухудшению управляемости вертолета.

Эффективность применения вертолета оценивают по различным критериям, характеризующим транспортную производительность, весовую отдачу, экономичность эксплуатации и другие важные свойства летательных аппаратов. Рассмотрим только те критерии, которые отражают влияние аэродинамических и энергетических характеристик транспортного вертолета на эффективность его применения.

Транспортную полетную производительность определяют как произведение массы перевозимого груза на скорость полета вертолета по расписанию: $\Pi = m_{гр} V_p$.

Скорость по расписанию V_p вычисляют с учетом потерь времени на взлет, набор высоты, снижение и посадку вертолета. Обычно ее связывают с крейсерской через коэффициент $K_V = 0,9 \dots 0,95$, а в качестве $m_{гр}$ принимают нормальную полезную нагрузку при полете на практическую дальность.

Более представительным критерием эффективности является удельная производительность $\bar{\Pi} = \Pi / m_b = (m_{гр} K_V V_{кр}) / m_b$, характеризующая как производительность, так и весовую отдачу вертолета со взлетной массой m_b .

Мера экономичности полета вертолета — относительный километровый расход топлива $\bar{q} = q / G = (C_e N_n) / (\xi N m_b) = m_T / m_b L$, характеризующий аэродинамическое совершенство вертолета, степень экономичности его силовой установки, а также взаимное соответствие аэродинамических характеристик вертолета и эксплуатационных характеристик силовой установки.

Другим распространенным критерием экономичности вертолета, предложенным М. Л. Милем, является условная эквивалентная дальность $L_э = (m_{гр} V) / Q_T = m_{гр} / q$, которую может пролететь вертолет, если вся полезная нагрузка в нем будет заменена топливом.

Оценка эффективности применения летательных аппаратов на более высоком иерархическом уровне осуществляется с помощью комплексных критериев, один из которых — удельная транспортная эффективность $\mathcal{E}_r = \bar{\Pi} / q = (m_{гр} K_V V_{кр}) / (m_b q)$.

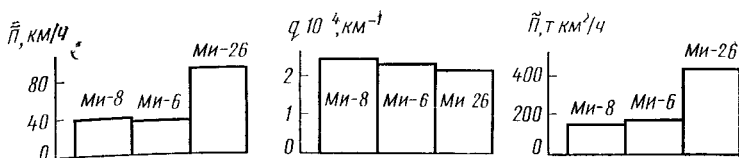


Рис. 8.11. Сравнение эффективности транспортных вертолетов по различным критериям

Этот критерий, однако, применим только при сравнении летательных аппаратов с одинаковой полетной массой.

Поэтому предпочтительнее использовать другой комплексный критерий — приведенную производительность $\Pi^{\lambda} = \Pi/q = (m_{\text{гр}} K_V V_{\text{кр}})/q = (m_{\text{гр}} K_V V_{\text{кр}} L)/m_{\text{т}}$, характеризующую в комплексе транспортную производительность, аэродинамическое качество, весовую отдачу вертолета и экономичность расходования топлива его силовой установкой.

Сопоставим три серийных транспортных вертолета одновинтовой схемы по трем основным критериям удельной эффективности применения (рис. 8.11). Как видно, по экономичности и особенно по удельной производительности вертолет Ми-26 значительно превосходит своих предшественников.

8.3. ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ФАКТОРОВ И ОГРАНИЧЕНИЙ

Полетная масса вертолета — основной эксплуатационный фактор режима его полета. В отличие от пассажирских летательных аппаратов полетная масса транспортных и многоцелевых вертолетов может изменяться в достаточно широких пределах в зависимости от полетного задания, маршрута и условий полета и других обстоятельств.

Чем больше полетная масса вертолета, тем большей при прочих равных условиях должна быть сила тяги НВ для поддержания вертолета в воздухе, тем соответственно больше балансирующее значение угла общего шага НВ и потребной мощности. Поскольку располагаемая мощность силовой установки от полетной

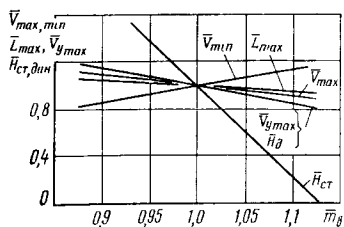


Рис. 8.12. Относительная зависимость основных летно-технических характеристик от относительной полетной массы вертолета

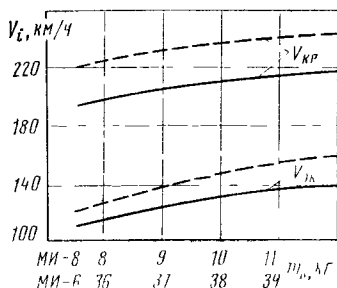


Рис. 8.13. Зависимость скоростей наибольшей дальности и продолжительности полета от полетной массы вертолета:
 — Ми-8; - - - Ми-6

массы вертолета не зависит, при увеличении полетной массы все основные летные данные вертолета ухудшаются, при уменьшении, наоборот, улучшаются (рис. 8.12). При изменении высоты полета вертолета относительные зависимости (рис. 8.12) практически сохраняются.

Скорости наибольшей дальности и продолжительности полета также зависят от полетной массы вертолета (рис. 8.13). Само же изменение относительной дальности (см. рис. 8.12) определено по соответствующему изменению километрового расхода топлива при условии, что полетная масса вертолета изменяется только за счет полезной нагрузки при постоянном запасе топлива.

Температура наружного воздуха — один из основных эксплуатационных факторов внешних условий полета вертолета. В зависимости

от времени года и суток, климатической зоны базирования вертолета, аэрологической обстановки на трассе полета и других обстоятельств температура воздуха может варьироваться в достаточно широких пределах.

Чем больше температура, тем меньше при прочих равных условиях плотность воздуха. Поэтому увеличение температуры наружного воздуха вызывает такие же в принципе изменения характеристик потребной и располагаемой мощностей вертолета, как и рассмотренное ранее увеличение высоты полета. Таким образом, при увеличении температуры воздуха все основные летные данные вертолета ухудшаются, при уменьшении, наоборот, улучшаются или сохраняются неизменными.

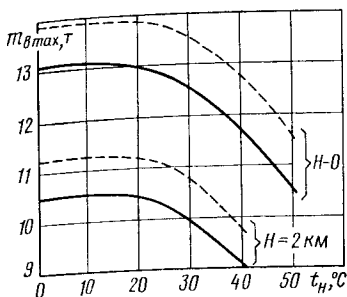


Рис. 8.14. Зависимость грузоподъемности вертолета от температуры наружного воздуха:
— $\bar{N}=0,7$; --- $\bar{N}=10$

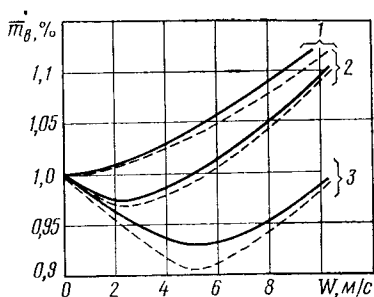


Рис. 8.15. Зависимость грузоподъемности вертолета от скорости и направления ветра:
1 — ветер спереди; 2 — ветер сбоку; 3 — ветер сзади; — $\bar{N}=10$; --- $\bar{N}=0,7$

Основное практическое значение в летной эксплуатации имеет существенное уменьшение грузоподъемности и скороподъемности вертолета в жаркое время года и суток (рис. 8.14), что иногда исключает возможность взлета по-вертолетному для выполнения полетного задания. Ухудшению летных данных вертолета способствует также уменьшение давления и увеличение влажности воздуха.

Скорость и направление ветра — другой важный эксплуатационный фактор условий полета вертолета. Безветренная погода практически составляет сравнительно небольшую часть ($<10\%$) времени года, поэтому в большинстве случаев вертолет эксплуатируется в условиях ветра.

При взлете скорость и направление ветра оказывают существенное влияние на грузоподъемность вертолета. При воздействии на вертолет, находящийся в режиме висения, ветрового потока с лобового направления увеличивается секундная масса воздуха, протекающего через плоскость вращения НВ и соответственно сила тяги НВ возрастает. При обдуве вертолета ветром сбоку—сзади уменьшается мощность двигателей вследствие заброса в их входные устройства выхлопных газов и возрастает мощность, необходимая для вращения РВ вследствие аэродинамических явлений, рассмотренных в гл. 6.

В результате совместного влияния указанных факторов относительная полетная масса вертолета, с которой возможен взлет по-вертолетному, изменяется в зависимости от скорости и направления ветра (рис. 8.15). При ветре спереди грузоподъемность вертолета значительно возрастает, а при ветре сзади—сбоку, наоборот, уменьшается, особенно при висении вблизи земли с ветром сзади. Следовательно, контрольное висение и взлет рекомендуется выполнять носом против ветра.

Следует иметь в виду, что направление и скорость ветра могут меняться в процессе взлета и посадки вертолета. Поэтому при определении допустимой взлетной массы вертолета следует принимать минимальное ее значение для возможного диапазона изменения скорости и направления неустойчивого ветра. Наиболее неблагоприятен ветер сзади со скоростью 4—7 м/с.

Взлет вертолета с разгоном на предельно малой высоте при встречном ветре позволяет существенно сократить длину взлетной дистанции, определяемой высотой стандартного препятствия $H_{\text{преп}} = 25$ м. Если же взлет по-вертолетному и разгон выполняют при попутном ветре, возможны самопроизвольное снижение на начальном участке разгона и столкновение вертолета с землей.

При полете по маршруту ветер изменяет путевую скорость, увеличивая ее при попутном и уменьшая при встречном направлении. Соответственно изменяется километровый расход топлива

$$q = Q_T / (V \pm W_3),$$

где W_3 — скорость эквивалентного ветра, значение которой равно проекции скорости действительного ветра на направление полета вертолета.

Таким образом, попутный ветер увеличивает, а встречный уменьшает максимальную дальность полета по сравнению со штилевыми условиями, причем вследствие сравнительно небольшой крейсерской скорости полета вертолета влияние ветра оказывается довольно существенным. При встречном эквивалентном ветре увеличивается продолжительность полета по заданному маршруту, а следовательно, и расход топлива за полет.

Эксплуатационные ограничения летных данных устанавливает главный конструктор с целью надежного

обеспечения безопасности полетов по условиям устойчивости и управляемости вертолета, динамической прочности его конструкции и агрегатов, работоспособности силовой установки и оборудования, психофизиологических условий жизнедеятельности экипажа. Значения эксплуатационных ограничений различны для разных типов вертолетов, однако физическая их сущность, как правило, одна и та же.

Минимальная скорость установившегося горизонтального полета вертолета ограничивается 50—70 км/ч, так как на меньших скоростях:

приемники воздушного давления обдуваются слабым по скоростному напору воздушным потоком, сильно скошенным индуктивным потоком НВ, в результате чего ненадежно работает указатель скорости полета;

наблюдается повышенный уровень тряски конструкции вертолета и динамических напряжений в его агрегатах;

малы (иногда отсутствуют) запасы продольной и поперечной устойчивости вертолета;

возможно попадание вертолета в режим вихревого кольца при непреднамеренном превышении допустимого значения вертикальной скорости снижения;

не обеспечивается безопасная вынужденная посадка при отказе двигателей на малой высоте полета.

Максимальная скорость установившегося горизонтального полета на высотах $H > 1$ км ограничивается из условия предотвращения развития срыва потока на конце отстающих лопастей НВ, сопровождаемого ухудшением характеристик управляемости вертолета, повышенным уровнем тряски его конструкции, динамических напряжений в агрегатах, усилий в системе управления.

Общий шаг НВ и соответственно угол атаки α_R на конце отстающих лопастей в азимуте $\psi \approx 270^\circ$ тем больше, чем больше полетная масса вертолета, скорость и высота его полета, температура наружного воздуха (рис. 8.16). Поэтому мак-

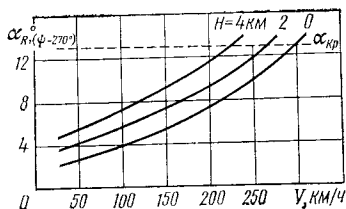


Рис. 8.16. Зависимость угла атаки на конце отстающих лопастей НВ от скорости и высоты полета

симальная скорость горизонтального полета ограничивается в зависимости не только от высоты полета, но и от полетной массы вертолета, а в отдельных случаях — и от температуры наружного воздуха.

При выполнении полетов с негабаритным по длине грузом и снятыми створками грузовой кабины максимальная скорость дополнительно ограничивается условиями прочности фюзеляжа и крепления груза. При полетах с грузом на внешней тросовой подвеске максимальная скорость также дополнительно ограничивается условиями устойчивого поведения груза в полете.

Вертикальная скорость предпосадочного снижения вертолета с работающими двигателями ограничивается значением 2—4 м/с для предотвращения попадания вертолета в режим вихревого кольца.

Минимально допустимая частота вращения НВ в полете на переходных режимах ограничивается из условий обеспечения:

запаса путевого управления на взлетно-посадочных режимах и продольно-поперечного управления при полете по маршруту, а также запаса по срыву потока с лопастей при полете на большой скорости;

прочности главного редуктора по крутящему моменту НВ;

запаса кинетической энергии вращения НВ для возможного перехода на режим самовращения;

функционирования генераторов переменного тока и всей системы электроснабжения вертолета.

Максимально допустимая частота вращения НВ в полете на переходных режимах ограничивается исходя из следующих основных условий:

обеспечения прочности главного редуктора, втулки, автомата перекося и лопастей НВ по центробежным силам;

предотвращения волнового кризиса на конце опережающих лопастей НВ при полете вертолета на большой высоте и скорости, когда $M_R > M_{кр}$ при $\psi \approx 90^\circ$ (см. рис. 1.16);

обеспечения достаточного запаса по флаттеру лопастей НВ;

исключения возможности срабатывания системы защиты свободной турбины двигателей от раскрутки, т. е. выключения двигателей в полете.

Остальные летные данные (максимальные скорость полета у земли, скороподъемность, практический потолок, дальность и продолжительность полета) естественным образом ограничены аэродинамическими и энергетическими характеристиками вертолета (потребной и располагаемой мощностями, допустимым временем работы двигателей на повышенных режимах, запасом топлива на борту вертолета).

На стадии испытаний иногда дополнительно устанавливают более жесткие временные летные ограничения, обусловленные недостаточной изученностью летных свойств вертолета. По мере накопления опыта летной эксплуатации эти ограничения постепенно снимаются. Вместе с тем систематически проводятся опытно-конструкторские разработки, теоретические и экспериментальные исследования, направленные на улучшение летных свойств вертолета, более полное использование его возможностей.

БАЛАНСИРОВКА, ЗАПАСЫ УПРАВЛЕНИЯ И СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА

9.1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Балансировка — потребное отклонение органов управления, при котором выполняются все условия равновесия вертолета в установившемся движении с постоянной скоростью. Пилот добивается равновесия вертолета на заданном режиме установившегося полета путем отклонения органов управления в так называемое балансировочное положение.

Зависимости управляющих параметров от определяющих параметров на режимах установившегося полета называют балансировочными характеристиками (кривыми). Управляющие параметры — общий шаг НВ, углы продольного и поперечного отклонения автомата перекося, угол установки РВ или дифференциального шага соосных НВ. Кроме того, к числу этих параметров обычно относят также углы тангажа и крена вертолета. Определяющие параметры — скорость горизонтального полета, вертикальная скорость набора высоты или снижения, угол скольжения вертолета, частота вращения НВ. Кроме того, к числу этих параметров иногда относят также общий шаг НВ и нормальную перегрузку вертолета.

Таким образом, существуют балансировочные характеристики по скорости полета, углу скольжения вертолета и другим определяющим параметрам. Эти характеристики описывают состояние равновесия вертолета на установившемся режиме полета с постоянными значениями скорости поступательного и вращательного движений. Установившимися могут быть висение, набор высоты или снижение с постоянным углом наклона траектории, горизонтальный полет на заданной высоте с постоянной скоростью, правильный вираж с постоянными скоростью и углом крена без скольжения.

Балансировочные характеристики определяют из условий равенства нулю суммы всех сил и моментов,

действующих на вертолет на установившемся режиме полета. При этом рассматривают условия продольной балансировки — по силам и моментам, действующим на вертолет в продольной плоскости симметрии, и боковой балансировки — по силам и моментам, действующим на вертолет в поперечной и азимутальной плоскостях

Балансировочные характеристики определяют расчетом и в летных испытаниях вертолетов на установившихся режимах двух основных типов: прямолинейный установившийся полет и полет с установившимся вращением вертолета в пространстве типа вираж—спираль. При этом пилот выдерживает на заданном режиме полета постоянное значение определяющего параметра (скорость полета, угол скольжения, перегрузку на вираже и т. п.), а контрольно-записывающая аппаратура на борту вертолета регистрирует все остальные собственно балансировочные параметры. Меняя конкретные значения определяющего параметра от полета к полету или в одном данном полете от режима к режиму, получают искомые балансировочные характеристики по этому определяющему параметру. Меняя по изложенной методике сам определяющий параметр, получают полный комплекс балансировочных характеристик вертолета.

Балансировочные характеристики позволяют судить о характере изменения действующих на вертолет сил и моментов при изменении одного из кинематических параметров движения, об угловом положении вертолета в пространстве и положении лопастей НВ относительно планера (сближении лопастей несущих винтов соосного вертолета), о запасах управления на различных установившихся режимах полета, о степени статической устойчивости вертолета.

Запасы управления определяются разницей между конструктивным пределом отклонения того или иного органа управления и потребным для балансировки вертолета значением отклонения этого органа управления на данном режиме полета, например $\delta\alpha = \alpha_{\text{пред}} - \alpha_{\text{max}}$. Иногда запасы управления определяют в процентах от полного хода, в частности относительный запас продольного отклонения автомата перекоса

$$\bar{\delta}_x = \frac{x_{\text{пред}} - x_{\text{max}}}{x_{\text{пред}}} 100 \%.$$

Запасы управления ограничивают по конструктивным соображениям. Действительно, чем больше диапазон отклонения автомата перекоса, тем больше габаритные размеры и масса его деталей, тем большие усилия от шарнирных моментов лопастей НВ передаются на элементы системы управления и гидроусилители, тем более мощными и соответственно тяжелыми должны быть гидроусилители и элементы их крепления и т. д. Ограничение отклонения кольца автомата перекоса вызвано также необходимостью исключения возможности удара вращающихся лопастей НВ по фюзеляжу в экстремальных условиях маневрирования в полете или при посадке вертолета с пробегом.

Для выявления минимальных запасов управления рассматривают условия балансировки вертолета на экстремальных режимах полета, к которым в общем случае относятся: установившийся горизонтальный полет на максимальной скорости, набор высоты при максимальной мощности двигателей, планирование на режиме самовращения НВ, висение при различных направлениях и скоростях ветра. При этом принимают во внимание предельные значения продольной центровки и полетной массы вертолета при нормальной и предельно допустимой частоте вращения НВ у земли и на различных высотах полета вплоть до практического потолка.

Особое место занимают балансировка и определение запасов управления вертолета на земле, когда, помимо обычных сил и моментов, действующих на вертолет, необходимо учитывать силовое взаимодействие колес вертолета с поверхностью земли.

Назначаемые минимальные запасы управления в общем случае должны обеспечивать:

уверенное поддержание установившихся эксплуатационных режимов полета при любых сочетаниях полетной массы и центровки вертолета, а также частоты вращения НВ в допустимых пределах;

компенсацию упругих деформаций конструкции вертолета;

выполнение разрешенных маневров в пределах установленных летных ограничений;

парирование воздействия на вертолет атмосферных возмущений умеренной интенсивности;

компенсацию возможных неточностей и ошибок пилотирования;

компенсацию в неточности определения взлетной массы и истинной центровки вертолета, а также в отличии серийных экземпляров вертолета данного типа от контрольного экземпляра, прошедшего испытания (в геометрии, жесткости проводки управления, регулировке системы управления и т. д.).

Устойчивость вертолета — способность его сохранять заданный режим полета в условиях воздействия внешних возмущений без вмешательства пилота в управление. В качестве внешних возмущений, нарушающих равновесие вертолета на заданном режиме установившегося полета, как правило, рассматривают порывы ветра, случайные кратковременные отклонения рычагов управления или изменение центровки.

Для сохранения заданного режима полета необходимо, чтобы при отклонении от этого режима под действием тех или иных внешних возмущений на вертолет действовали восстанавливающие силы и моменты, например тормозящая продольная сила при случайном увеличении скорости полета или пикирующий момент при увеличении угла тангажа. Если при нарушении равновесия на заданном режиме полета такие силы и моменты действительно возникают, вертолет обладает статической устойчивостью, т. е. имеет тенденцию вернуться в исходное состояние равновесия в момент вывода его из этого состояния. Если же при нарушении равновесия на заданном режиме полета вертолет под действием возникающих дестабилизирующих сил или моментов имеет тенденцию уйти от исходного состояния по какому-либо из кинематических параметров движения, он статически неустойчив по этому параметру.

Практически оценивают статическую устойчивость летательных аппаратов по скорости полета, углам атаки и скольжения, перегрузкам, иногда также по вертикальной скорости снижения или набора высоты. При этом аналогично балансировке рассматривают продольную статическую устойчивость вертолета по скоро-

сти и углу атаки (нормальной перегрузке) и боковую статическую устойчивость по углу скольжения.

Таким образом, статическая устойчивость представляет собой устойчивость состояния равновесия вертолета на заданном режиме установившегося полета и характеризует изменение сил и моментов, действующих на вертолет при изменении одного определяющего параметра (скорости полета, угла атаки и т. д.) и неизменных остальных параметров полета. В этом смысле понятие статической устойчивости неразрывно связано с балансировкой вертолета, как это будет далее показано, и вообще с аэродинамикой, изучающей воздействие воздуха на движущиеся в нем тела.

Наличие статической устойчивости — необходимое, но недостаточное условие устойчивости летательного аппарата, определяемой также теми демпфирующими силами и моментами, которые возникают в процессе возмущенного движения. Поэтому для окончательного суждения об устойчивости или неустойчивости вертолета необходимо изучить динамику его собственного возмущенного движения. В этом смысле понятие статической устойчивости неразрывно связано как с аэродинамикой, так и с динамикой полета, так что рассмотрение статической устойчивости вертолета естественным образом завершает содержание настоящей книги.

9.2. ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА И СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Условия продольной балансировки обычно рассматривают в связанной системе координат $Oxuz$, начало которой расположено в центре масс вертолета, продольная ось Ox направлена вперед вдоль строительной горизонтали фюзеляжа, а вертикальная ось Oy — вверх под углом заклинивания ε к оси вала НВ (рис. 9.1). Эти условия имеют следующий вид:

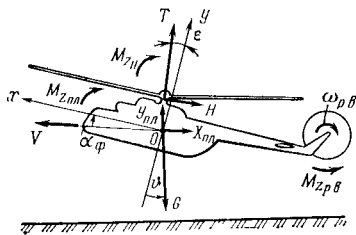


Рис. 9.1. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в продольной плоскости

$$\sum F_x = -H \cos \varepsilon + T \sin \varepsilon -$$

$$-\dot{G} \sin \nu - X_{\text{пл}} \cos \alpha_{\text{ф}} + Y_{\text{пл}} \sin \alpha_{\text{ф}} = 0; \quad (9.1)$$

$$\sum F_y = H \sin \varepsilon + T \cos \varepsilon - G \cos \nu + X_{\text{пл}} \sin \alpha_{\text{ф}} + Y_{\text{пл}} \cos \alpha_{\text{ф}} = 0; \quad (9.2)$$

$$\sum M_z = (H y_{\text{т}} - T x_{\text{т}}) \cos \varepsilon + M_{z_{\text{п}}} + M_{z_{\text{р.в}}} + M_{z_{\text{пл}}} = 0, \quad (9.3)$$

где G, ϑ — сила тяжести и угол тангажа вертолета;
 $M_{z_{\text{р.в}}}$ — реактивный момент РВ.

Продольной и поперечной силами РВ, а также продольным моментом реактивной тяги двигателей обычно пренебрегают ввиду их малости.

Оценим положения органов управления, обеспечивающие равновесие вертолета в продольной плоскости на установившемся режиме горизонтального полета при $\alpha_{\text{ф}} \approx \nu \approx 0$.

Представим силу тяги НВ в виде

$$T = 0,5 (c_{\text{т}_0} + c_{\text{т}}^{\varphi} \varphi_0) \rho \pi R^2 (\omega R)^2,$$

где $c_{\text{т}_0}$ — компонент коэффициента силы тяги, определяемый значениями угла атаки НВ и скорости полета вертолета;

$c_{\text{т}}^{\varphi}$ — градиент изменения коэффициента силы тяги по общему шагу НВ.

Тогда уравнение (9.2) преобразуется к виду

$$\varphi_{0\text{бал}} \approx \frac{G - Y_{\text{пл}} - 0,5 C_{\text{т}_0} \rho \pi R^2 (\omega R)^2}{0,5 C_{\text{т}}^{\varphi} \rho \pi R^2 (\omega R)^2}. \quad (9.4)$$

Потребный для балансировки вертолета по вертикали общий шаг НВ тем больше, чем больше полетная масса, высота полета и температура наружного воздуха. Уменьшению значения $\varphi_{0\text{бал}}$ способствуют увеличение аэродинамического качества и частоты вращения НВ, разгрузка НВ крылом на больших скоростях полета, аэродинамическое профилирование фюзеляжа, уменьшающее его отрицательную подъемную силу.

Согласно выражениям (5.15), (5.16), (5.17), (5.21), (5.22) и (9.3),

$$\alpha \approx \frac{T (x_{\text{т}} - y_{\text{э}} a_1) - M_{z_{\text{р.в}}}}{T D_1 y_{\text{э}}}, \quad (9.5)$$

где

$$y_3 = y_T + (z_n S_T l_T \omega^2) / 2T. \quad (9.6)$$

Как видно, потребное для балансировки углового положения вертолета в продольной плоскости отклонение автомата перекоса вперед (величина κ со знаком минус) тем больше, чем больше скорость полета (т. е. значение a_1), кабрирующий момент планера и более задняя центровка вертолета.

Проанализируем характер изменения по скорости полета сил и моментов, действующих в продольной плоскости на вертолет с крылом (рис. 9.2). При увеличении V возрастают подъемные силы крыла (положительная) и стабилизатора (отрицательная) и создаваемые ими продольные моменты: пикирующий момент крыла и кабрирующий момент стабилизатора. Подъемная сила (как правило, отрицательная) и продольный момент фюзеляжа (как правило, пикирующий) заметно проявляются лишь при $V > 200$ км/ч. В целом планер создает возрастающие по скорости полета силу лобового сопротивления, обусловленную преимущественно фюзеляжем, и кабрирующий момент, обусловленный преимущественно стабилизатором (у вертолета без крыла — только стабилизатором).

Несущий винт при нейтральном положении автомата перекоса создает также возрастающие по скорости полета продольную силу, направленную назад, и обусловленный ею кабрирующий момент M_{y_T} относительно центра масс, а также кабрирующий момент на втулке M_{z_H} от разброса горизонтальных шарниров. Кроме того, при задней центровке, когда центр масс вертолета расположен позади оси вращения НВ, возникает кабрирующий момент $M_{z_{H.B}} = T x_T$ от силы тяги НВ. Таким образом, в продольной плоскости симметрии вертолета силы и моменты действуют на НВ и

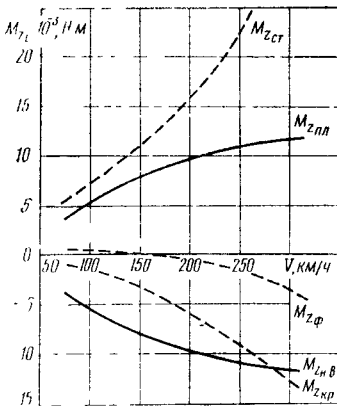


Рис. 9.2. Зависимость компонентов продольного момента от скорости полета вертолета

планер в одном направлении — назад и на кабрирование, возрастая по скорости полета. Подъемная сила создается преимущественно силой тяги НВ и лишь на больших скоростях полета заметно проявляются подъемная сила крыла (положительная) и фюзеляжа (отрицательная).

Для уравнивания указанных сил и моментов пилот действует рычагом «шаг—газ» и ручкой управления, балансируя вертолет в установившемся режиме полета. Рычагом «шаг—газ» устанавливается необходимая сила тяги НВ для выполнения условия (9.2) равновесия сил, действующих на вертолет по вертикали. Продольным отклонением ручки управления устанавливается наклон равнодействующей аэродинамической силы НВ вперед или назад для выполнения условий равновесия (9.1) и (9.3). Однако обеспечить одновременное выполнение этих двух условий равновесия одним управляющим параметром (9.5) в общем случае невозможно, поэтому вторым параметром балансировки является угол тангажа вертолета. При этом условие равновесия действующих на вертолет моментов выполняется главным образом в результате продольного отклонения ручки управления в балансирующее положение, а условие равновесия сил — в результате соответствующего изменения угла тангажа вертолета.

Когда вертолет сбалансирован в продольной плоскости, выполнение первого условия (9.1) обеспечивает постоянство скорости полета, второго условия (9.2) — постоянство угла наклона траектории, т. е. направления скорости полета, третьего условия (9.3) — постоянство угла тангажа вертолета.

Продольная балансировка представляется обычно балансирующими кривыми углов общего шага, продольного отклонения автомата перекоса и тангажа для различных режимов и условий полета вертолета. Наибольшее практическое значение имеют балансирующие характеристики по скорости полета вертолета на постоянной высоте.

Проанализируем зависимость балансирующего значения общего шага НВ от скорости горизонтального полета вертолета на различных высотах (рис. 9.3). При $0 < V < V_{эк}$ потребное для балансировки значение общего шага НВ уменьшается, а при $V_{эк} < V < V_{max}$ —

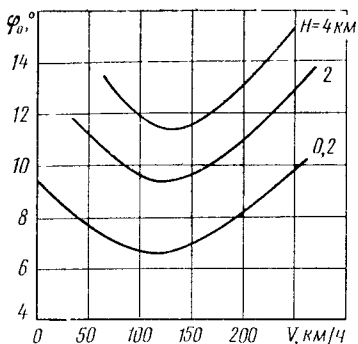


Рис. 9.3. Балансировочные характеристики общего шага НВ по скорости полета вертолета на различных высотах

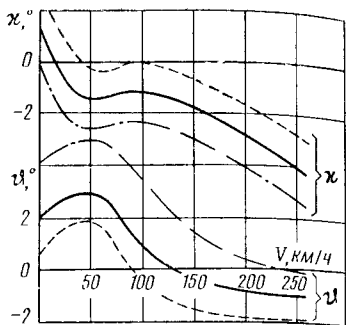


Рис. 9.4. Балансировочные характеристики продольного отклонения автомата перекоса по скорости полета:

— $\bar{x}_{\text{Тср}}$; ---- $\bar{x}_{\text{Тпер}}$; - · - · $\bar{x}_{\text{Тзадн}}$

возрастает, что однозначно соответствует характеру изменения по скорости потребной мощности вертолета (см. рис. 8.5). При увеличении высоты полета или полетной массы вертолета балансировочное значение общего шага соответственно возрастает, полностью сохраняя характер изменения по скорости. Минимальный запас управления по общему шагу формально получается при максимально возможных значениях полетной массы, скорости и высоты полета вертолета. Однако практически при отклонении вверх рычага «шаг-газ» вначале исчерпывается мощность двигателей, а запас управления по общему шагу всегда остается.

Зависимость балансировочных значений продольного отклонения автомата перекоса и угла тангажа от скорости полета, как правило, определяют для трех значений продольной центровки вертолета: средней, предельно передней и задней (рис. 9.4). Действительно, на плече продольной центровки действует относительно центра масс вертолета сила тяги НВ и при предельных центровках продольный момент $M_{z_{н.в.}} = T x_{\text{т}}$ весьма значителен.

На режиме висения в штатных условиях балансировочное отклонение автомата перекоса и угол тан-

гажа определяются в основном положением центра масс вертолета. При средней центровке ($x_T \approx 0$) вертолет балансируется благодаря отклонению автомата перекоса назад примерно на 1° для компенсации конструктивного заклинивания вперед оси НВ. При передней центровке, а также ветре сзади балансирующее отклонение автомата перекоса назад возрастает для компенсации пикирующего момента $M_{z_{н.в}} = -Tx_T$. При задней центровке или ветре спереди автомат перекоса занимает положение, близкое к нейтральному.

При увеличении скорости полета от висения до $V=30\text{--}40$ км/ч наблюдается резкое возрастание кабрирующих моментов, создаваемых НВ и особенно стабилизатором, для уравнивания которых необходимо существенно отклонять автомат перекоса вперед. При дальнейшем увеличении скорости до $V=80\text{--}100$ км/ч суммарный кабрирующий момент уменьшается вследствие влияния индуктивного потока НВ на маховое движение лопастей и обдувку планера. При этом для балансировки вертолета автомат перекоса необходимо отклонять назад. В диапазоне скоростей $V=90\text{--}130$ км/ч балансирующее положение автомата перекоса почти не изменяется, а при дальнейшем увеличении скорости полета вертолет балансируется при все большем отклонении автомата перекоса вперед.

Таким образом, в диапазоне скоростей $V=30\text{--}100$ км/ч наблюдается так называемая «ложка» балансирующей характеристики. Практически это означает, что для разгона вертолета, например от $V=50$ км/ч до $V=80$ км/ч, ручку управления необходимо отклонять от себя, но затем для балансировки вертолета на скорости $V=80$ км/ч отклонять на себя. При этом на скорости 80 км/ч ручка управления отклонена от себя на меньшую величину, чем при 50 км/ч.

На вертолете Ми-26 стабилизатор размещен у основания киля, т. е. заметно дальше от оси НВ и выше, чем на вертолете — прототипе Ми-6. Благодаря этому «ложка» характеристики продольной балансировки, отчетливо присущая вертолету Ми-6, на вертолете Ми-26 почти не проявляется.

Балансировочный угол тангажа определяется условием равновесия всех действующих на вертолет сил, и с увеличением скорости полета возрастает с отрицательным знаком, т. е. на пикирование, причем на больших скоростях полета темп изменения $\psi_{\text{бал}}$ замедляется. В диапазоне скоростей $V=30..100$ км/ч балансировочные кривые угла тангажа также образуют характерную «ложку», особенно выраженную при передней центровке.

Изменение продольной центровки вызывает почти эквидистантное смещение балансировочных кривых во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета. Например, на вертолете типа Ми-8 изменение центровки на 100 мм вызывает соответствующее изменение балансировочного отклонения автомата перекоса на $0,5-0,7^\circ$ и угла тангажа примерно на 1° . Балансировочные значения угла общего шага НВ от продольной центровки вертолета практически не зависят. Увеличение высоты полета требует для балансировки вертолета больших отклонений автомата перекоса вперед и угла тангажа, т. е. эквивалентно смещению продольной центровки назад. Согласно определению балансировки, каждая точка любой балансировочной кривой на рис. 9.3 и 9.4 и всех последующих соответствует режиму установившегося полета вертолета с заданной скоростью. Вместе с тем переход с одного режима полета к другому даже при постоянной скорости сопровождается разбалансировкой вертолета. Например, при переходе с режима установившегося горизонтального полета в установившийся набор высоты с той же скоростью для балансировки вертолета требуется соразмерное отклонение рычага «шаг—газ» вверх и ручки управления от себя, а при переходе в режим установившегося планирования — отклонение рычага «шаг—газ» вниз и ручки управления на себя. Наибольшей разбалансировки вертолет достигает при переходе с режима набора высоты на максимальной мощности двигателей к планированию на режиме самовращения НВ.

Разбалансировка вертолета возникает также при изменении воздушной скорости и угла атаки, вызванном воздействием на вертолет порыва ветра или сдвига ветра. Характерна и такая полетная ситуация разбалансировки: вертолет летит со встречным ветром, а

затем разворачивается для полета в обратном направлении, оказываясь хвостом к ветру. Если в процессе разворота положения рычага «шаг—газ» и ручки управления в продольной плоскости не изменяются, на вертолет действуют несбалансированные сила тяги и продольный момент НВ, вызывающие изменение высоты полета и «клевков» вертолета на нос. При полете на малой высоте такая ситуация может оказаться весьма опасной.

Балансировочный угол тангажа вертолета в горизонтальном полете, наборе высоты и на снижении с одинаковыми для этих режимов значениями скорости и высоты полета, а также продольной центровки изменяется в пределах не более 1° , тогда как угол наклона траектории различается при этом весьма существенно по значению и даже по знаку. Поэтому в отличие от самолета угловое положение вертолета в продольной плоскости не позволяет однозначно определить угол наклона траектории полета. Например, при наборе высоты с положительным углом наклона траектории угол тангажа вертолета в зависимости от центровки и скорости полета может быть как положительным (но не равным углу наклона траектории), так и отрицательным.

При увеличении полетной массы вертолета или режима работы его двигателей увеличиваются общий шаг и соответственно сила тяги и направленная назад продольная сила НВ. Вследствие увеличения силы тяги возрастает снос потока от НВ у стабилизатора и создается больший кабрирующий момент. Поэтому для компенсации возросших кабрирующих моментов НВ и стабилизатора необходимо отклонять автомат перекоса в более переднее балансировочное положение.

Существенное влияние на продольную балансировку оказывает скольжение вертолета, изменяющее продольные моменты НВ и планера (см. гл. 5 и 7). Как левое, так и правое скольжение вызывают продольную разбалансировку, для устранения которой автомат перекоса на одновинтовых вертолетах отклоняют назад. У вертолета Ми-10, однако, имеющего длинные опоры шасси ферменной конструкции с повышенным лобовым сопротивлением, балансировка при скольжении осуществляется отклонением автомата перекоса вперед.

В эксплуатационном диапазоне углов скольжения $-15^\circ < \beta_{ск} < 15^\circ$ дополнительное балансирующее отклонение автомата перекоса не превышает 1° . В отличие от одновинтового вертолета у вертолета соосной схемы вследствие различного направления вращения верхнего и нижнего винтов влияние скольжения на продольную балансировку несимметрично: скольжение на правый борт создает кабрирующий момент, а скольжение на левый борт — пикирующий.

Таким образом, продольная балансировка должна определяться при строгом соблюдении заданного угла скольжения вертолета. Практически все характеристики продольной балансировки определяют, как правило, при $\beta_{ск} = 0$.

Иногда рассматривают балансировку вертолета по общему шагу НВ (рис. 9.5). Для продольной балансировки вертолета на заданной скорости установившегося полета при увеличении общего шага НВ необходимо отклонять автомат перекоса вперед. Эта закономерность, отмеченная выше как сопутствующий фактор, определяет типичный характер управляющих действий пилота по продольной балансировке вертолета: рычаг «шаг—газ» вверх, ручку управления от себя, и наоборот.

Для оценки безопасных условий снижения вертолета с работающими двигателями и на режиме самовращения НВ рассматривают продольную балансировку по вертикальной скорости снижения. При этом практиче-

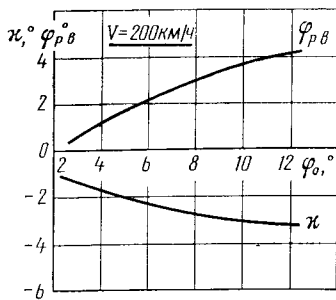


Рис. 9.5. Балансировочные характеристики по общему шагу НВ

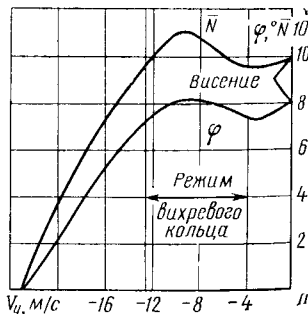


Рис. 9.6. Балансировочные характеристики по вертикальной скорости снижения

ски важно установить границы опасного режима вихревого кольца. С точки зрения балансировки режим вихревого кольца проявляется в увеличении потребных значений общего шага НВ и мощности двигателей при увеличении вертикальной скорости снижения вертолета в диапазоне $V_y = -4 \dots -12$ м/с, тогда как при возрастании V_y вне этого диапазона потребные значения φ_0 и N уменьшаются (рис. 9.6).

Запасы продольного отклонения автомата перекося вперед и назад (от себя и на себя) определяются соответствующими балансировочными характеристиками и конструкцией системы управления конкретного вертолета.

Наименьший запас продольного управления от себя ($\delta, < 0$) соответствует максимальной скорости горизонтального полета при предельно задней центровке, минимально допустимой частоте вращения НВ и наибольшей полетной массе вертолета, а также набору высоты на максимальной мощности двигателей и большой скорости. Влияние скорости полета и продольной центровки вертолета на запас продольного управления ясно из рис. 9.4, влияние полетной массы объяснено выше, а влияние уменьшения частоты вращения НВ обусловлено дополнительным отклонением конуса НВ назад при уменьшении центробежных сил лопастей и соответственно нарастании их махового движения.

В количественном отношении минимальный запас продольного управления от себя может быть небольшим ($0,5-1^\circ$) и даже полное отсутствие этого запаса на максимальной скорости полета в принципе серьезной опасности не представляет. Действительно, при случайном увеличении скорости возрастут продольная сила и создаваемый ею кабрирующий момент НВ, вызывая уменьшение скорости и возвращение вертолета к исходному режиму полета.

Иногда минимальный запас продольного управления от себя приходится на малые скорости полета вне влияния близости земли на участке «ложки» балансировочной характеристики при предельно задней центровке вертолета. Однако и в этом случае вполне достаточен запас управления от себя ($\delta, \approx -1^\circ$), так как вертолет практически не балансируется на этом переходном режиме.

Наименьший запас продольного управления на себя $\delta_x > 0$ соответствует режиму висения вне влияния близости земли с ветром сзади при предельно передней центровке вертолета. Так же, как и запас продольного управления от себя, запас управления на себя уменьшается при увеличении полетной массы вертолета и уменьшении частоты вращения НВ. В первом случае возрастает пикирующий момент от силы тяги НВ на плече передней центровки $M_{z_{н.в}} = -Tx_t$, который необходимо компенсировать отклонением автомата перекоса назад. Во втором случае увеличивается завал конуса НВ вперед от ветра сзади и соответственно пикирующий момент от продольной силы на плече вертикальной центровки $M_{z_{н.в}} = -Hy_t$, который также необходимо компенсировать отклонением автомата перекоса назад.

Для обеспечения безопасного висения вертолета при скорости ветра сзади до 10 м/с запас управления на себя в штилевых условиях при нормальной полетной массе, средней центровке и номинальной частоте вращения НВ должен составлять $\delta_x = 2.3^\circ$. Одной из причин ограничения допустимой скорости ветра сзади при взлете, посадке и висении вертолета (как правило, $W_{x_{доп}} = 5...10$ м/с) является необходимость запаса продольного управления на себя при предельно передней центровке и увеличенной полетной массе. Запасы продольного управления зависят также от высоты полета и температуры наружного воздуха. При их увеличении возрастают потребный для балансировки общий шаг НВ и кабрирующий момент стабилизатора, что вызывает уменьшение запаса управления от себя. На высоте $H = 4...5$ км или при температуре наружного воздуха $t_n = 30.40^\circ\text{C}$ у земли указанный запас управления может уменьшиться на $1-2^\circ$. Однако практически в этих условиях уменьшается прежде всего максимальная скорость полета вертолета, так что запас управления от себя по существу сохраняется.

Важно заметить, что на всех отечественных одновинтовых вертолетах предельное отклонение кольца автомата перекоса назад меньше, чем вперед, а при нейтральном положении ручки управления кольцо автомата перекоса немного наклонено вперед. Это сделано

главным образом для того, чтобы исключить возможность удара концов вращающихся лопастей НВ по хвостовой балке на некоторых экстремальных режимах полета вертолета. Но даже при одинаковых предельных отклонениях автомата перекоса вперед и назад допустимая предельно передняя центровка всегда больше, чем задняя. Это обстоятельство обусловлено тем, что возникающие при горизонтальном полете кабрирующие моменты НВ и стабилизатора способствуют балансировке вертолета при передней центровке и препятствуют при задней.

При эксплуатации вертолета необходимо строго соблюдать установленный диапазон продольных эксплуатационных центровок, ибо если при загрузке вертолета центровка выйдет за пределы допустимой, запас продольного управления на рассмотренных режимах полета окажется недостаточным. Для этого следует размещать грузы в грузовой кабине согласно разметкам и выдерживать установленную последовательность расходования топлива из групп топливных баков. При транспортировке грузов только на внешней подвеске порядок расходования топлива не изменяется, однако диапазон допустимых центровок уменьшается.

Что же касается вертикальной центровки y_z , то, как следует из выражения (9.5), при ее увеличении расширяется диапазон продольных центровок или при заданном диапазоне продольных центровок увеличиваются запасы управления. В конструктивном отношении этому способствует увеличение длины вала НВ и разности горизонтальных шарниров втулки, в эксплуатационном отношении — загрузка вертолета, понижающая вертикальное положение центра масс.

Неблагоприятное влияние на балансировку и запасы управления оказывает упругость конструкции вертолета. Прежде всего речь идет об упругости лопастей НВ на кручение и деформации забустерной части системы управления (рычага поворота лопасти относительно осевого шарнира, наружного кольца автомата перекоса).

Упругая кривая лопастей зависит от значения их шарнирных моментов. Как правило, вследствие упругого закручивания лопастей равнодействующая аэро-

динамическая сила НВ отклоняется назад и для балансировки вертолета автомат перекоса должен быть дополнительно отклонен вперед. К такому же результату приведет и отгиб вверх закрылков (триммерных пластин) на лопастях при регулировке соконусности НВ. При отгибе закрылков вверх на $4-5^\circ$ для балансировки вертолета на максимальной скорости полета автомат перекоса должен быть дополнительно отклонен вперед на угол $\sim 1^\circ$, что соответственно уменьшает запас продольного управления от себя.

Еще большее влияние на балансировку вертолета оказывает упругость забустерной части системы управления НВ, основным звеном которой является автомат перекоса. Суммарные средние за оборот НВ моменты относительно осей поворота автомата перекоса, обусловленные шарнирными моментами всех лопастей, в эксплуатационном диапазоне режимов полета вертолета таковы, что автомат перекоса для балансировки вертолета дополнительно отклоняется назад и влево.

Упругие деформации лопастей и элементов системы управления учитывают при балансировке и выборе запасов управления вертолета на основе результатов проведенных расчетов и летных испытаний.

Продольная статическая устойчивость летательных аппаратов обычно разделяется на устойчивость по углу атаки (вертикальной перегрузке) при постоянной скорости полета и устойчивость по скорости при постоянном угле атаки (перегрузке). Эти характеристики определяются изменением продольного аэродинамического момента ΔM_z , действующего на вертолет при изменении угла атаки на величину $\Delta \alpha$ или скорости полета на величину ΔV . Если при отклонении вертолета от исходного положения равновесия под действием возмущений $\Delta \alpha$ или ΔV момент ΔM_z направлен в сторону возвращения к положению равновесия, вертолет статически устойчив по данному возмущению (углу атаки или скорости полета), в противном случае — неустойчив.

Таким образом, критерием продольной статической устойчивости по углу атаки является $\frac{dM_z}{d\alpha} = M_z^{\alpha} < 0$. Увеличение угла атаки вызывает неуравновешенный пикирующий момент, под действием которого вертолет

стремится возвратиться к исходному углу атаки. Критерием продольной статической устойчивости по скорости является $\frac{dM_z}{dV} = M_z^V > 0$. Прирост скорости сопровождается увеличением кабрирующего момента, под действием которого вертолет стремится сохранить исходную скорость полета.

Продольная статическая устойчивость вертолета обусловлена влиянием НВ и планера (фюзеляжа, крыла и стабилизатора). Как показано в гл. 5 и 7:

НВ статически неустойчив по углу атаки и устойчив по скорости;

фюзеляж неустойчив по углу атаки и по скорости;

крыло улучшает устойчивость планера по углу атаки и ухудшает устойчивость по скорости;

планер в целом обладает продольной статической устойчивостью по углу атаки и скорости благодаря установке стабилизатора.

В общем случае статическая устойчивость НВ по углу атаки $M_{z_{н.в}} = H^a y_3 - T^a x_7$ существенно зависит от продольной и вертикальной центровок вертолета. При передней центровке ($x_7 > 0$) увеличение силы тяги НВ при увеличении угла атаки ($T^a > 0$) создает стабилизирующий пикирующий момент относительно центра масс, способствующий уменьшению угла атаки. При задней центровке ($x_7 < 0$) момент силы тяги кабрирующий, т. е. дестабилизирующий. Практически всегда $T^a x_7 < H^a y_3$ по абсолютному значению, т. е. НВ статически неустойчив по углу атаки на всех режимах полета вертолета. Однако степень неустойчивости уменьшается при смещении центровки вперед и вверх, а при полете загруженного вертолета с предельно задней и нижней центровкой неустойчивость НВ по углу атаки проявляется в наибольшей мере.

Особенно неблагоприятна неустойчивость НВ на закритических режимах полета, связанных со срывом потока с лопастей, когда конус НВ дополнительно заваливается назад, а обусловленная срывом потока дополнительная продольная сила создает относительно центра масс дестабилизирующий кабрирующий момент. Под действием этого момента происходит дальнейшее увеличение угла тангажа вертолета и угла атаки НВ,

зона срыва потока с лопастей расширяется, что приводит к нарастающему самопроизвольному кабрированию вертолета (вертолетный «подхват»).

Эффективность стабилизатора в повышении продольной статической устойчивости вертолета пропорциональна его площади, расстоянию до центра масс и квадрату скорости полета. Однако степень продольной статической устойчивости по скорости, создаваемой стабилизатором, зависит от исходной скорости полета. Дело в том, что с ростом скорости уменьшается скос потока от НВ у стабилизатора [см (7.14)], что вызывает увеличение угла атаки стабилизатора и уменьшение создаваемого им кабрирующего момента. Неблагоприятное влияние на продольную устойчивость вертолета по скорости стабилизатор оказывает и на малых скоростях, когда скос потока от НВ у стабилизатора велик по абсолютному значению. Интенсивное уменьшение этого скоса с ростом скорости полета снижает эффективность стабилизатора в обеспечении продольной устойчивости по скорости. Наконец, неустойчивость планера может быть вызвана и срывом потока со стабилизатора при выходе вертолета на большие углы атаки, например на режимах самовращения НВ или крутого снижения с работающими двигателями.

Следует отметить также неблагоприятную роль стабилизатора при висении вертолета с ветром сзади. В этих условиях ветер как бы «сдувает» несколько вперед индуктивный поток от НВ и стабилизатор, установленный под отрицательным углом, создает пикирующий момент, что, естественно, требует дополнительного балансировочного отклонения ручки управления на себя. Поэтому площадь стабилизатора ограничивают главным образом из условия обеспечения требуемого запаса управления при висении вертолета с предельно передней центровкой и ветром сзади, а также из-за дополнительных потерь силы тяги НВ на обдувку стабилизатора на висении.

Как показывают результаты расчетов и летных испытаний, одновинтовые вертолеты обладают продольной статической устойчивостью по скорости на всех эксплуатационных режимах полета, за исключением режима малых скоростей ($V=30\text{...}100$ км/ч), где по ука-

занным выше причинам наблюдается небольшая зона неустойчивости.

Балансировочные отклонения органов управления пропорциональны управляющим моментам НВ, которые уравнивают моменты, создаваемые НВ при неотклоненном автомате перекоса и планером вертолета в полете. Поэтому знак и значение наклона балансировочной кривой соответствуют знаку и значению моментов, возникающих при изменении угла атаки или скорости полета и фиксированном положении органов управления. Следовательно, для оценки степени продольной статической устойчивости по скорости могут быть использованы кривые продольной балансировки (см. рис. 9.4). С этой целью представим полный продольный момент (9.3), действующий на вертолет в установленном режиме полета, как $M_z = M_{z_0} + M_{z_{упр}}$, где M_{z_0} — продольный момент НВ и планера при полете вертолета с фиксированным управлением, $M_{z_{упр}} = T D_{1y_3} \alpha$ — продольный управляющий момент.

Поскольку собственная устойчивость вертолета определяется для условий исходного установившегося полета (т. е. условий балансировки) с фиксированным управлением, справедливо следующее равенство:

$$M_{z_0} + T D_{1y_3} \alpha = 0, \quad (9.7)$$

откуда

$$\frac{d\alpha}{dV} = -\frac{1}{T D_{1y_3}} M_z^V.$$

Таким образом, наклон кривых продольной балансировки пропорционален степени продольной статической устойчивости по скорости. Отрицательный наклон балансировочной кривой показывает, что при самопроизвольном увеличении скорости полета и фиксированном положении ручки управления на вертолет действует кабрирующий момент, так как для уравнивания продольного момента на большей скорости необходимо отклонить ручку управления от себя. Этот кабрирующий момент вызывает увеличение угла тангажа и уменьшение скорости полета, значит, вертолет обладает статической устойчивостью по скорости. Устойчивый по скорости вертолет при перемещении ручки

управления вперед перейдет на большую скорость полета, соответствующую новому положению ручки управления, и сбалансируется на этой скорости. Такое управляющее действие естественно и привычно для пилота.

Обратный, т. е. положительный, наклон балансировочной кривой показывает, что при самопроизвольном увеличении скорости полета с фиксированным управлением на вертолет действует пикирующий момент, усиливающий возмущение по скорости — происходит «затягивание в пикирование», следовательно, вертолет статически неустойчив по скорости полета. Такая зона неустойчивости практически существует для большинства одновинтовых вертолетов на режиме малых скоростей полета (известная «ложка» балансировочной кривой). При выполнении взлета и разгона по скорости после первоначального импульса от себя необходимо отклонять ручку в обратном направлении, т. е. на себя, и лишь после прохождения зоны неустойчивости по скорости — вновь от себя для дальнейшего увеличения скорости полета. Такое двукратное управляющее действие противоречит инстинктивному стремлению пилота «отжимать» ручку управления от себя для увеличения скорости полета и поэтому должно выполняться осознанно. При этом для обеспечения безопасности полетов положительный наклон кривой продольной балансировки, т. е. степень неустойчивости по скорости в зоне «ложки», конструктивно должен быть небольшим (порядка $\frac{dx}{dV} \leq 0,5...1^\circ$ на 100 км/ч), а запас продольного управления от себя достаточным для условий полета с предельно задней центровкой.

Заметное влияние на продольную статическую устойчивость оказывает скольжение вертолета, что также может быть выявлено по балансировочной характеристике. Как уже отмечалось, для обеспечения продольной балансировки вертолета при полете со скольжением необходимо дополнительно отклонять автомат перекося назад. В результате при достаточно больших значениях скорости полета и угла скольжения образуется вторая «ложка» балансировочной характеристики, свидетельствующая о статической неустойчивости вертолета по скорости (рис. 9.7). Подобная индуцирован-

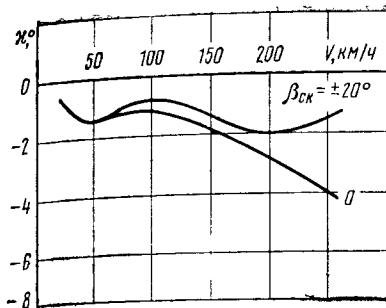


Рис. 9.7. Балансировочные характеристики продольного отклонения автомата перекоса при полете вертолета со скольжением

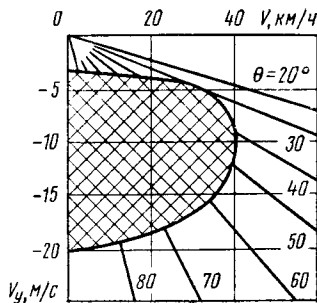


Рис. 9.8. Область режимов вихревого кольца при снижении вертолета

ная скольжением неустойчивость продольного движения затрудняет пилотирование вертолета при выполнении координированных пространственных маневров.

Аналогичным образом с помощью соответствующих балансировочных кривых может быть оценена статическая устойчивость вертолета по углу атаки. Практически, однако, больший интерес представляет анализ балансировочных кривых по вертикальной скорости снижения (см. рис. 9.6), которая в сочетании с поступательной скоростью характеризует и угол атаки НВ. Дело в том, что наблюдаемая на рис. 9.6 «ложка» балансировочной характеристики представляет собой проявление статической неустойчивости вертолета по вертикальной скорости на режиме вихревого кольца.

С точки зрения пилотирования вертолета получается, что при скорости более ~ 50 км/ч пилот может достаточно точно выдерживать режим установившегося снижения с любым заданным значением вертикальной скорости. При уменьшении же поступательной скорости до 40 км/ч и менее и вертикальной скорости снижения, превышающей 4—5 м/с, выдерживать заданный установившийся режим снижения не удастся вследствие сильной неустойчивости вертолета в вертикальном движении. Эта неустойчивость проявляется в повышенном расходе органов управления, что, однако, не предотвращает «проваливания» по высоте, а также тряски и бросков вертолета по крену, тангажу, курсу. Вместе

с тем при увеличении вертикальной скорости снижения более 10 м/с устойчивость вертолета по всем трем каналам восстанавливается.

Таким образом, можно выделить определенную область неустойчивых режимов полета, в которой проявляются отрицательные признаки вихревого кольца (рис. 9.8). При попадании в эту область вертолет самопроизвольно разгоняется до больших вертикальных скоростей снижения, что представляет значительную опасность, особенно при полете на малой высоте.

Лучевые линии, выходящие из начала координат на рис. 9.8, обозначают углы Θ наклона траектории снижения. При угле снижения менее 30° возникновение режима вихревого кольца невозможно при любом сочетании поступательной и вертикальной скоростей. Это объясняется тем, что при пологом снижении вихревой след НВ сносится по воздушному потоку и остается за вертолетом, не оказывая повторного воздействия на НВ.

Итак, чтобы не допустить попадания вертолета в режим вихревого кольца, вертикальное снижение, а также крутое снижение с небольшой поступательной скоростью (40—50 км/ч) следует выполнять с вертикальной скоростью 3—4 м/с.

По высоте висения или полета вертолет нейтрален — не стремится уменьшить или увеличить заданную высоту. Высота полета изменяется только до тех пор, пока действуют вертикальные силы — порывы ветра, сброс груза, выгорание топлива и т. д.

Неблагоприятное влияние на устойчивость вертолета оказывает упругость системы управления, в первую очередь автомата перекоса. Как показывают расчеты и эксперименты, при увеличении угла атаки НВ вследствие упругости системы управления циклическое изменение углов установки лопастей эквивалентно отклонению автомата перекоса назад и вправо, при увеличении скорости полета автомат деформируется в направлении вперед и влево.

Таким образом, упругость системы управления увеличивает статическую неустойчивость вертолета по углу атаки M_z^a и уменьшает статическую устойчивость по скорости полета M_z^v . Поэтому «жесткий» устойчивый вертолет в реальных условиях влияния упруго-

сти системы управления иногда становится статически неустойчивым на определенных режимах полета.

Основная особенность продольной балансировки и устойчивости соосного вертолета — передняя центровка, т. е. в большинстве вариантов применения допустимый диапазон расположения центра масс находится впереди конструктивной оси НВ. Например, для вертолета Ка-26 предельно передняя центровка — плюс 250 мм, а предельно задняя — плюс 93 мм; для вертолета Ка-32 предельно передняя центровка — плюс 280 мм, предельно задняя — минус 70 мм. Соответственно почти на всех режимах полета момент силы тяги НВ пикирующий. Поэтому для балансировки вертолета в горизонтальном полете угол тангажа заметно меньше, а отклонение ручки управления на себя заметно больше, чем на одновинтовом вертолете.

Передняя центровка придает соосному вертолету продольную статическую устойчивость по углу атаки: при увеличении угла атаки прирост силы тяги НВ создает стабилизирующий пикирующий момент. Повышению статической устойчивости вертолета по углу атаки способствует также статическая устойчивость планера, обеспечиваемая главным образом большой площадью горизонтального оперения, имеющего небольшой отрицательный угол установки. В свою очередь, эффективность горизонтального оперения повышается вследствие размещения на его консолях вертикальных килей — шайб.

Отмеченные особенности продольной балансировки и устойчивости соосного вертолета приобретают особенно важное практическое значение при переходе на режим самовращения НВ в аварийной ситуации. Во-первых, при сбросе пилотом общего шага НВ резко уменьшится направленная назад суммарная продольная сила НВ и создаваемый ею на большом плече кабрирующий момент, тогда как сила тяги НВ за счет набегающего снизу воздушного потока уменьшится в меньшей степени. Во-вторых, при снижении вертолета значительно возрастет угол атаки фюзеляжа и соответственно создаваемый планером пикирующий момент. В результате действия указанных факторов переход на режим самовращения НВ сопровождается интенсивной продольной разбалансировкой вертолета — опусканием

носа и затягиванием в пикирование. Если при этом пилот не вмешивается в управление, угол тангажа на пикирование уже через 2—3 с после сброса общего шага может достичь значения 50—60°, что, конечно, само по себе весьма опасно.

Продольная статическая устойчивость по скорости, так же, как и у любого вертолета, обеспечивается несущим винтом и планером. НВ обладает устойчивостью по скорости на всех режимах полета вертолета, обусловленной известным завалом конусов вращения лопастей обоих винтов по воздушному потоку. При этом создаются стабилизирующие продольные сила и момент, препятствующие изменению скорости полета. Планер вертолета создает такой стабилизирующий момент только на достаточно больших отрицательных углах атаки, а на околонулевых и положительных углах атаки, где $M_{z_{пл}}^V < 0$, планер создает дестабилизирующий момент $M_z^V < 0$, существенно ухудшающий статическую устойчивость вертолета по скорости, создаваемую НВ.

Поэтому при планировании на режиме самовращения НВ, характеризуемом достаточно большими положительными углами тангажа, вертолет, как правило, не обладает продольной статической устойчивостью по скорости, что усложняет его пилотирование. При этом минимальный запас продольного управления на себя соответствует максимально допустимой скорости планирования на режиме самовращения НВ с предельно передней центровкой.

Минимальный запас продольного управления от себя может быть не только при максимальной скорости горизонтального полета, но и при наборе высоты на взлетной мощности двигателей, скорости, близкой к крейсерской, и предельно задней центровке.

9.3. БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА И СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ

Условия боковой балансировки имеют следующий вид (рис. 9.9):

$$\sum F_z = -S + G \cos \vartheta \sin \gamma - T_{рв} + Z_{пл} = 0; \quad (9.8)$$

$$\sum M_x = -S y_T - M_{x_H} - T_{рв} y_{р.в} + M_{x_{пл}} = 0; \quad (9.9)$$

$$\begin{aligned} \sum M_y = M_p - T_{p,v} L_{p,v} + \\ + M_{y_{пл}} = 0, \end{aligned} \quad (9.10)$$

где γ — угол крена вертолета. Остальные обозначения известны.

Путевой момент поперечной силы на плече продольной центровки $M_y = Sx_t$ весьма мал и обычно не учитывается.

Выполнение условия равновесия (9.8) обеспечивает постоянство путевого угла, выполнение условия (9.9) — постоянство угла крена, условия (9.10) — постоянство угла рысканья вертолета. Для этого пилот отклоняет в соответствующие балансирующие положения ручку управления в поперечной плоскости и педали путевого управления. Однако обеспечить одновременное выполнение трех условий равновесия двумя указанными управляющими параметрами в общем случае невозможно. Поэтому дополнительным параметром боковой балансировки вертолета является угол крена или угол скольжения.

При установившемся горизонтальном полете вертолета без скольжения, полагая $\sin \gamma \approx \gamma$, $\cos \vartheta \approx \cos \gamma \approx 1$, $Z_{пл} \approx M_{x_{пл}} \approx M_{y_{пл}} \approx 0$, из выражений (5.17), (5.21), (5.22), (9.6), (9.8), (9.10) получим:

$$\gamma \approx (S + T_{p,v})/G; \quad (9.11)$$

$$S \approx -T_{p,v} (y_{p,v}^0 / y_\varepsilon); \quad (9.12)$$

$$T_{p,v} \approx M_p / L_{p,v}. \quad (9.13)$$

Выражения (9.11) и (9.12) — приближенные условия поперечной балансировки, а выражение (9.13) — условие путевого балансировки вертолета при полете без скольжения.

Как показывает анализ этих выражений, для полета вертолета с нулевым углом крена необходимо, чтобы боковая сила НВ и сила тяги РВ были равны и проти-

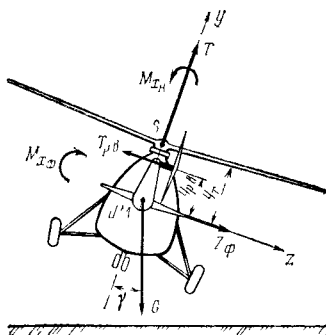


Рис. 9.9. Схема сил и моментов, действующих на вертолет в поперечной плоскости

воположно направлены и, кроме того, РВ был расположен в плоскости вращения НВ ($S = -T_{р.в}$, $y_э = y_{р.в}$). Однако практически всегда $y_{р.в} < y_э$, поэтому поперечная балансировка вертолета может быть обеспечена только при крене вправо на угол $\gamma \approx (T_{р.в} - S)/G$ для уравновешивания сил по оси Oz , составляющей силы тяжести $G\gamma$. С увеличением скорости полета балансировочный угол правого крена незначительно уменьшается (рис. 9.10).

Отсюда понятна такая особенность аэродинамической компоновки одновинтового вертолета, как высокое расположение втулки РВ. Если бы высота ее над линией горизонта была равна эффективной высоте втулки НВ, угол крена на висении был бы равен нулю. Однако, поскольку $y_{р.в} < y_т$, вертолет висит с правым креном 2—3°, противоположным направлению силы тяги РВ.

У обычных вертолетов, не имеющих наклона оси вала НВ вбок, при взлете в момент отрыва от земли вначале отделяется левое колесо, а при вертикальной посадке вначале касается земли правое колесо. Вертолеты спецприменения типа Ми-10 скомпонованы так, что кабина пилотов повернута вокруг продольной оси ox по отношению к валу НВ влево. Благодаря этому балансировочные углы крена, измеряемые по кабине, оказыва-

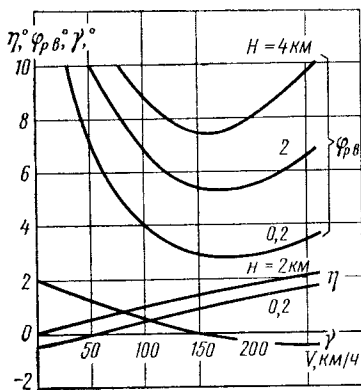


Рис. 9.10. Балансировочные характеристики бокового движения по скорости полета

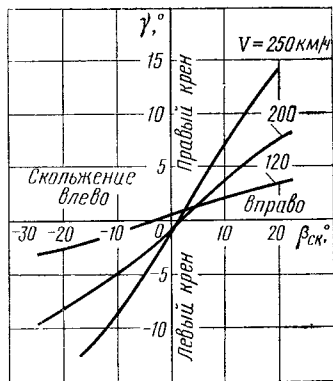


Рис. 9.11. Балансировочные соотношения углов крена и скольжения при различных скоростях полета

ются близкими к нулю, а вертикальный взлет и посадка вертолета выполняются с одновременным отрывом от земли (касанием) обоих основных колес.

Как следует из приведенных выкладок, в установившемся полете с нулевым углом крена для обеспечения поперечной балансировки вертолета необходимо скольжение на левый борт, уменьшающееся по мере увеличения скорости полета. Таким образом, в силу аэродинамической асимметрии одновинтового вертолета установившийся прямолинейный полет возможен либо с правым креном, либо с левым скольжением для выполнения условия равновесия поперечных сил. При правом крене создается проекция силы тяжести вертолета на поперечную ось, при левом скольжении — поперечная сила НВ и планера, также направленные вправо.

Иногда в практике летной эксплуатации используют режим координированного скольжения, когда необходимо выдержать прямолинейный поступательный полет по заданному курсу при наличии бокового ветра, например при заходе на посадку. Поскольку такой режим также установившийся, вертолет должен быть сбалансирован, однако в данном случае угол скольжения определяется условиями сохранения заданного курса полета, а не условиями сохранения нулевого угла крена. Поэтому парирование поперечных сил и моментов, создаваемых несущим, рулевым винтами и планером вертолета при произвольных углах скольжения, осуществляется крениением вертолета (рис. 9.11).

Поперечная балансировка определяется балансирующим отклонением автомата перекоса (ручки управления) в поперечном направлении на различных режимах установившегося полета вертолета. Приближенное расчетное выражение для рассматриваемого угла отклонения автомата перекоса (положительное — влево) на основании выражений (5.17) — (5.19), (5.21) — (5.23), (9.6), (9.9) имеет следующий вид:

$$\eta \approx - \frac{T_{p,v} y_{p,v} + (S \cos \beta_{ск} + H \sin \beta_{ск}) y_z - M_{x_{пл}}}{TD_1 y_z} \quad (9.14)$$

На режиме висения вертолет балансируется с правым креном при отклоненном вправо автомате перекоса. При этом боковой ветер слева уменьшает, а ветер справа уве-

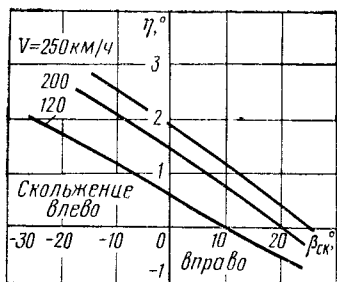


Рис. 9.12. Балансировочные характеристики поперечного отклонения автомата перекоса по углу скольжения при различных скоростях полета

ручки управления в случае вертолет кренится вправо.

При полете со скольжением условия поперечной балансировки вертолета согласно (9.14) существенно изменяются. Левое скольжение вызывает увеличение поперечной силы НВ и поперечный момент планера, кренящие вертолет вправо. Поэтому для балансировки вертолета при левом скольжении нужно дополнительно отклонять автомат перекоса влево, при правом скольжении — вправо—влево, т. е. против скольжения, что согласуется с балансировочными характеристиками на рис. 9.11. Полет со скольжением сносит вертолет относительно компасного курса на угол скольжения, который при путевой балансировке вертолета представляет собой аэродинамический угол сноса.

В режимах набора высоты и снижения с работающими двигателями требуемые отклонения автомата перекоса почти такие же и изменяются по скорости полета и углу скольжения почти так же, как и в режиме горизонтального полета. При планировании на режиме самовращения НВ, когда сила тяги РВ для обеспечения путевой балансировки вертолета направлена не влево, как обычно, а вправо, требуемое для поперечной балансировки отклонение ручки управления влево заметно возрастает. Для балансировки вертолета без крена на режиме самовращения НВ необходимо правое скольжение, а без скольжения вертолет балансируется с левым

личивает требуемое отклонение автомата перекоса вправо.

С увеличением скорости горизонтального полета вертолета увеличивается завал конуса НВ вправо (см. рис. 5.10) и уменьшается требуемая для уравновешивания реактивного момента НВ сила тяги РВ, поэтому балансировочное отклонение автомата перекоса изменяется справа налево (рис. 9.12). Это значит, что при фиксированном положении увеличения скорости полета

креном, т. е. противоположно обычной боковой балансировке при полете с работающими двигателями. Чем больше высота полета, т. е. общий шаг НВ и поперечная сила НВ, направленная вправо, тем соответственно больше потребное для балансировки вертолета отклонение автомата перекоса влево.

Наименьший запас поперечного управления вправо ($\sigma\eta < 0$) соответствует режиму висения или малым скоростям полета при ветре справа. Наименьший запас поперечного управления влево ($\sigma\eta > 0$) при полете без скольжения соответствует большим скоростям полета на режиме самовращения с минимальной частотой вращения НВ. При скольжении вертолета на левый борт запас поперечного управления влево существенно уменьшается, при правом скольжении — возрастает.

При несимметричной загрузке вертолета, например при заправке топливом только одного подвешного бака или подъеме груза лебедкой, расположенной над боковой дверью, центр масс вертолета смещается вбок от плоскости симметрии на величину z_T . В этом случае изменение потребного для балансировки наклона кольца автомата перекоса при $\beta_{ск} = \text{const}$ составляет $\Delta\eta = -(Gz_T)/(TD_1 y_3) \approx -z_T/(D_1 y_3)$. Несимметричная загрузка вертолета, приводящая к смещению центровки влево от плоскости симметрии, уменьшает запас поперечного управления вправо на режиме висения.

Для обеспечения безопасной балансировки вертолета на режиме висения при скорости ветра порядка 5—10 м/с справа и максимально возможном в эксплуатации смещении центровки влево запас поперечного управления вправо должен быть $\sim 1^\circ$. Запас поперечного управления влево при полете без скольжения должен составлять $\sim 2^\circ$.

При несимметричной поперечной центровке на отдельных режимах возможен установившийся прямолинейный полет вертолета без крена и скольжения.

Путевая балансировка определяется балансировочным изменением угла установки лопастей и соответственно силы тяги РВ (отклонением педалей путевого управления) на различных режимах установившегося полета

вертолета. Приближенное расчетное выражение для $T_{р.в}$ на основании (9.10) имеет следующий вид:

$$T_{р.в} \approx \frac{1}{\omega} \left(\frac{N_{р.в}}{\omega} + M_{у.пл} \right). \quad (9.15)$$

Как следует из формулы (9.15), балансирующее значение $T_{р.в}$ и соответственно $\varphi_{р.в}$ практически не зависит от поперечной балансировки, а также продольной и поперечной центровки и определяется условиями и параметрами режима полета вертолета. При установившемся горизонтальном полете без скольжения кривые путевой балансировки по скорости на различных высотах полета (см. рис. 9.10) качественно близки балансирующим кривым общего шага НВ (см. рис. 9.3) ибо и те и другие в конечном счете определяются характером изменения по скорости потребной мощности (см. рис. 8.5). Однако вследствие увеличения эффективности РВ и загрузки его килем с ростом скорости полета вертолета минимальное балансирующее значение $\varphi_{р.в}$ наблюдается на скоростях, больших экономической, после чего возрастает сравнительно плавно.

При уменьшении частоты вращения НВ балансирующее значение $\varphi_{р.в}$ возрастает как вследствие увеличения реактивного момента, так и вследствие уменьшения аэродинамической эффективности РВ. Изменение продольной центровки вертолета на путевую балансировку практически не влияет.

Координированное скольжение в установившемся полете создается отклонением педалей в соответствующем направлении. При скольжении на правый борт вертолет балансируется с отклоненной вперед левой педалью, так как потребное для балансировки значение силы тяги РВ создается в условиях увеличения угла атаки и соответственно уменьшения угла установки лопастей. При скольжении на левый борт, наоборот, вертолет балансируется с отклоненной вперед правой педалью (рис. 9.13).

Крутизна балансирующей кривой при левых скольжениях заметно больше, чем при правых, ибо отклонение вперед правой педали для создания левого скольжения сопровождается увеличением мощности, потребляемой РВ.

На режиме набора высоты потребные значения $T_{P.B}$ больше, на режиме снижения с работающими двигателями — меньше, чем в горизонтальном полете с той же скоростью вследствие соответствующего изменения потребной мощности.

При рассмотрении путевой балансировки вертолета по общему шагу (см. рис. 9.5) получается, что при увеличении общего шага НВ для балансировки вертолета на заданной скорости установившегося полета необходимо увеличивать силу тяги РВ. Эта закономерность определяет типичный характер действий пилота по путевой балансировке одновинтового вертолета: рычаг «шаг—газ» вверх — правая педаль вперед и наоборот.

На режиме самовращения НВ отпадает необходимость РВ для уравнивания реактивного момента НВ, однако от действия сил трения в главном редукторе и хвостовой трансмиссии на фюзеляж передается разворачивающий путевой момент в направлении вращения НВ. Поэтому для обеспечения путевой балансировки вертолета на этом режиме сила тяги РВ должна быть направлена не влево, как обычно, а вправо, т. е. требуется отклонение вперед левой педали. Отклонение это невелико, так что запас путевого управления по левой педали может быть исчерпан только при полете вертолета с большим правым скольжением на режиме самовращения НВ, чего следует избегать.

Минимальный запас путевого управления по правой педали ($\delta_{\varphi_{P.B}} > 0$) соответствует режиму висения с ветром слева или справа при максимальной полетной массе вертолета и минимальной частоте вращения НВ. Физическая сущность влияния указанных эксплуатационных факторов на запас путевого управления по правой педали рассмотрена в гл. 6.

Из числа этих эксплуатационных факторов акцентируем внимание на боковом ветре, неблагоприятное влия-

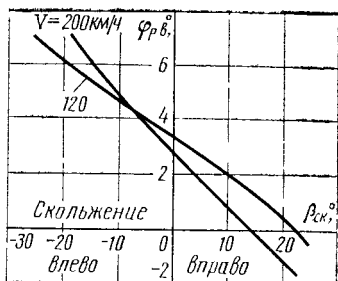


Рис. 9.13. Балансировочные характеристики шага РВ по углу скольжения при различных скоростях полета

яние - - которого на путевую балансировку вертолета в наибольшей мере проявляется для тянущего РВ «старого» направления вращения (нижняя лопасть движется назад). Однако даже для РВ «нового» направления вращения (нижняя лопасть движется вперед по полету) это влияние оказывается достаточно существенным, особенно при ветре слева со скоростью 7—10 м/с, когда балансировочный шаг РВ возрастает на 3—4°. Кроме того, запас путевого управления по правой педали уменьшается при увеличении барометрической высоты висения, так как для поддержания вертолета в разреженном воздухе требуется больший общий шаг НВ и соответственно больший шаг РВ.

Поэтому при увеличении полетной массы вертолета, барометрической высоты площадки и температуры наружного воздуха допустимые значения скорости бокового ветра и угловой скорости разворота на висении обычно ограничивают по сравнению с нормальными условиями. Несоблюдение этих ограничений может привести к самопроизвольному неуправляемому левому вращению вертолета и закончиться его столкновением с землей весьма опасным.

Лопастей РВ нагружены шарнирным моментом, уменьшающим углы их установки. Поэтому для компенсации упругой закрутки лопастей требуется дополнительное увеличение шага РВ, т. е. перемещение вперед правой педали. Вследствие существенной упругой деформации проводки управления РВ потребное для балансировки вертолета значение $\varphi_{р.в}$ возрастает еще на 1—3°, что учитывают при выборе запаса путевого управления по правой педали.

Боковая статическая устойчивость определяется изменением аэродинамических моментов, действующих на вертолет относительно оси ox (поперечная устойчивость) и оси oy (путевая или флюгерная устойчивость) при изменении угла крена на величину $\Delta\gamma$ или угла скольжения на величину $\Delta\beta_{ск}$.

Вертолет, как и любой летательный аппарат, статически нейтрален в поперечном отношении, ибо крен сам по себе не вызывает дополнительных аэродинамических моментов. Однако он является причиной бокового поступательного движения в сторону крена и, следовательно, вызывает скольжение. В результате скольжения попе-

речные силы и моменты, действующие на вертолет, изменяются. Если при скольжении возникает дополнительный поперечный момент, направленный против крена, этот момент уменьшает скольжение и способствует выходу вертолета из крена, т. е. является стабилизирующим. Поперечный момент, действующий в сторону скольжения, увеличивает углы скольжения и крена, т. е. будет дестабилизирующим.

Следовательно, условие поперечной статической устойчивости может быть записано как $M_x^\beta < 0$, условие поперечной статической неустойчивости — как $M_x^\beta > 0$, а условие статической нейтральности в поперечном отношении — как $M_x^\beta = 0$. Поперечная статическая устойчивость обусловлена влиянием несущего, рулевого винтов и планера вертолета.

Одно из основных свойств НВ — отклонение его равнодействующей аэродинамической силы по потоку, в том числе и вбок при скольжении. Вследствие этого на плече эффективной центровки создается поперечный кренящий момент против скольжения, следовательно, НВ обладает поперечной статической устойчивостью. РВ, расположенный выше продольной оси вертолета, также образует при скольжении стабилизирующий поперечный момент от прироста силы тяги. При правом скольжении, например, сила тяги РВ возрастает и способствует накренению вертолета влево против скольжения, что повышает поперечную статическую устойчивость вертолета. Наконечник и планер обладает небольшой поперечной статической устойчивостью главным образом за счет крыла и киля, хотя фюзеляж большинства одновинтовых вертолетов в основном эксплуатационном диапазоне углов атаки и скольжения неустойчив в поперечном движении (см. рис. 7.9).

Однако в целом все вертолеты обладают поперечной статической устойчивостью ($M_x^\beta < 0$) на всех эксплуатационных режимах полета, обусловленной главным образом влиянием несущего и рулевого винтов.

Для суждения о поперечной статической устойчивости могут быть также использованы кривые поперечной балансировки (см. рис. 9.10). С этой целью представим полный поперечный момент (9.9), действующий на вер-

толет в установившемся режиме полета, в виде (9.7):
 $M_{x_0} + TD_1 y_3 \eta = 0$, откуда при отклонении автомата пе-
 рекоса в поперечной плоскости и $T_{p.v} = \text{const}$

$$\frac{\partial \eta}{\partial \beta_{ск}} = - \frac{1}{TD_1 y_3} M_x^\beta \quad (9.16)$$

Таким образом, наклон кривых поперечной баланси-
 ровки по углу скольжения $\eta = f(\beta_{ск})$ пропорционален
 степени поперечной статической устойчивости. При
 этом положительный наклон кривых, наблюдаемый на
 рис. 9.10, свидетельствует о поперечной статической ус-
 тойчивости вертолета ($M_x^\beta < 0$).

Путевая или флюгерная статическая устойчивость
 определяется производной M_y^β и обусловлена влияни-
 ем РВ, фюзеляжа и кия. Под путевой статической
 устойчивостью понимают тенденцию летательного аппара-
 та к сохранению заданного угла скольжения без вмеша-
 тельства пилота в управление. Чем более устойчив лет-
 тельный аппарат по углу скольжения, тем «плотнее
 сидит» он в воздухе, т.е. тем меньше поддается возму-
 щающим воздействиям. Строго говоря, путевой (курсо-
 вой) устойчивостью летательные аппараты не обладают,
 так что этот термин неточен. Правильнее говорить о
 флюгерной устойчивости, так как устойчивый летатель-
 ный аппарат ведет себя как флюгер — стремится занять
 положение по потоку. Однако термин «путевая устойчи-
 вость» оказался более распространенным, поэтому он и
 используется в настоящей книге.

Если при скольжении возникает аэродинамический
 момент относительно оси Oy , направленный против
 скольжения, вертолет обладает путевой статической
 устойчивостью, критерием которой является условие
 $M_y^\beta < 0$. При $M_y^\beta > 0$ вертолет неустойчив в путевом отно-
 шении, при $M_y^\beta = 0$ — нейтрален.

Путевая статическая устойчивость вертолета опреде-
 ляется главным образом рулевым винтом и килем, соз-
 дающими на большом плече до центра масс стабилизи-
 рующий путевой момент от прироста силы тяги РВ и
 аэродинамической боковой силы кия. Например, при
 правом скольжении эти силы возрастают и вызывают
 разворот вертолета вправо по потоку против скольжения.
 Поэтому во всем эксплуатационном диапазоне скоростей

полета, углов атаки и скольжения вертолет обладает путевой статической устойчивостью.

Однако при больших углах скольжения и скоростях полета запас путевой устойчивости уменьшается вследствие срыва потока на лопастях РВ и киле.

Согласно (9.10) наклон балансируемых кривых по углу скольжения (см. рис. 9.13) пропорционален значению критерия путевой статической устойчивости:

$$\frac{d\varphi_{Р.В}}{d\beta_{ск}} \approx - \frac{1}{T_{Р.В}^{\varphi_{Р.В}} L_{Р.В}} M_y^{\beta}, \quad (9.17)$$

где $T_{Р.В}^{\varphi_{Р.В}}$ — степень изменения силы тяги РВ при изменении угла установки его лопастей.

Судя по наклону балансируемых кривых, одновинтовой вертолет в диапазоне углов скольжения $\pm (15... 20^\circ)$ действительно обладает путевой статической устойчивостью — для полета, например, с левым скольжением необходимо переместить вперед правую педаль.

На режиме самовращения НВ наклон кривых путевой балансировки меньше, чем на режиме горизонтального полета. Соответствующее уменьшение путевой статической устойчивости вертолета вызвано тем, что полет на режиме самовращения выполняется при положительных углах тангажа и атаки фюзеляжа. При этом увеличивается путевая неустойчивость фюзеляжа, а РВ и киль находятся в потоке, возмущенном и заторможенном фюзеляжем, что уменьшает их эффективность.

При определении путевой балансировки и статической устойчивости вертолета на малых воздушных скоростях порядка 10—50 км/ч, когда углы скольжения незначительны, в качестве аргумента используют скорость бокового перемещения центра масс вертолета V_z (поперечную скорость). Проанализируем соответствующие балансирующие кривые (рис. 9.14).

При полете левым бортом вперед кривые путевой балансировки никаких особенностей не имеют — вертолет статически устой-

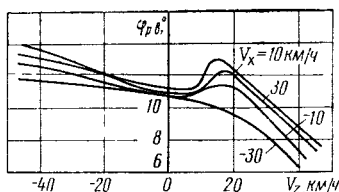


Рис. • 9.14. Балансирующие характеристики шага РВ по поперечной скорости движения вертолета

чив в путевом отношении по поперечной скорости. Поэтому пилотирование вертолета на этих режимах, в том числе и при полете влево—назад, особой сложности не представляет. При полете правым бортом вперед и продольной составляющей скорости полета в пределах $V_x = -10 \dots +40$ км/ч на кривых путевой балансировки наблюдается характерная «ложка» в районе скоростей $V_z = 10 \dots 20$ км/ч, где вертолет становится статически неустойчивым в путевом отношении по поперечной скорости полета. Путевая неустойчивость, характеризующаяся указанной «ложкой», вызывает дестабилизирующий момент рысканья при незначительных изменениях поперечной скорости V_z . Парировать этот момент и удерживать вертолет на заданном режиме, выдерживать направление полета двойными движениями педалями достаточно трудно — вертолет «мотает» по курсу.

Путевая статическая неустойчивость в определенной мере зависит от высоты висения или полета на малой скорости. Если эта высота меньше радиуса НВ, экранирующее влияние земной поверхности вызывает снос отраженного индуктивного потока НВ на РВ и соответственно уменьшение эффективности РВ со «старым» направлением вращения (нижняя лопасть — назад), ухудшение путевой устойчивости вертолета. Поэтому висение с правым боковым ветром целесообразно по возможности выполнять вне влияния близости земли.

В экстремальных условиях, т. е. при перегрузочной полетной массе, пониженной частоте вращения НВ, повышенной температуре и разреженности наружного воздуха, при движении вертолета правым бортом, энергичном развороте влево или воздействии на вертолет ветра справа для удержания вертолета по курсу может не хватить запаса управления по правой педали и возникнет опасный режим самопроизвольного вращения вертолета влево по направлению действия реактивного момента НВ. Описание этого весьма сложного и специфичного режима относится к динамике полета вертолета, и поэтому здесь оно не рассматривается. Отметим лишь, что сама возможность самопроизвольного вращения свидетельствует о путевой неустойчивости вертолета не только по поперечной скорости, но и по угловой скорости рысканья, возникающей при исключительно неблагоприятном сочетании указанных эксплуатационных факторов. Для пре-

дотвращения этого опасного явления следует строго соблюдать существующие летные ограничения и рекомендации по пилотированию вертолета на режимах висения, взлета и посадки.

Кроме того, режимы малых скоростей полета, на которых вертолет статически неустойчив как в продольном, так и в поперечном отношении, неблагоприятны для пилотирования, сопровождаются повышенным уровнем вибраций, поэтому длительные полеты на этих режимах без крайней необходимости не рекомендуются.

Боковая балансировка и статическая устойчивость соосного вертолета имеют некоторые особенности, связанные с различной высотой втулок верхнего и нижнего винтов относительно центра масс, отсутствием РВ и наличием мощного вертикального оперения.

В режиме горизонтального полета верхний и нижний НВ создают почти одинаковые по значению поперечные силы, направленные в разные стороны, однако поперечный момент верхнего винта относительно центра масс вертолета больше, чем нижнего. Поэтому для обеспечения поперечной балансировки вертолета следует соразмерно отклонить ручку управления в сторону, противоположную поперечной силе верхнего винта, отклоняя в эту сторону конусы вращения верхнего и нижнего винтов. При этом, однако, уравновешивание поперечных моментов относительно центра масс вертолета будет сопровождаться нарушением равновесия поперечных сил, создаваемых верхним и нижним винтами, и возникновением скольжения вертолета в сторону отклонения ручки управления. Для устранения этого скольжения следует создать угол крена в сторону поперечной силы верхнего винта.

Конкретные направления и значения отклонения ручки управления в поперечной плоскости для обеспечения поперечной балансировки вертолета зависят от его конструктивных параметров и режима полета. Практически верхний винт соосного вертолета вращается в том же направлении, что и НВ одновинтового вертолета, поэтому при увеличении скорости полета балансировочное положение ручки управления и автоматов перекоса в поперечной плоскости изменяется справа налево (см. рис. 9.10).

Итак, в общем случае поперечная балансировка соосного вертолета, как и одновинтового, может быть обеспечена либо креном, либо скольжением, хотя балансировочные значения этих параметров, а также поперечного отклонения автоматов перекоса существенно меньше, чем у одновинтового вертолета. Кроме того, управляющая поперечная сила несущих винтов создает на

плече продольной центровки путевой момент, стремящийся развернуть вертолет относительно оси Oy . Поэтому при отклонении ручки управления в поперечной плоскости для обеспечения путевой балансировки вертолета следует соразмерно отклонять и педали путевого управления (рис. 9.15).

При скольжении на правый борт соосный вертолет, как и одновинтовой, балансируется с отклоненной вперед левой педалью, при скольжении на левый борт — с отклоненной вперед правой педалью (рис. 9.16).

Таким образом, при изменении режима и скорости установившегося полета соосного вертолета необходимо изменять балансировочные положения всех его органов управления. Другими словами соосная схема не устраняет полностью аэродинамическую асимметрию управления, хотя существенно уменьшает ее по сравнению с одновинтовым вертолетом, что увеличивает запасы управления и упрощает технику пилотирования. Этому же в значитель-

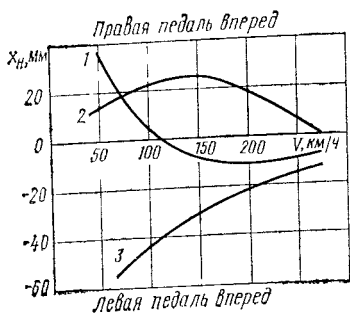


Рис. 9.15. Балансировочные характеристики путевого управления вертолета Ка-32 по скорости полета:

1 — горизонтальный полет; 2 — набор высоты; 3 — самовращение
НВ

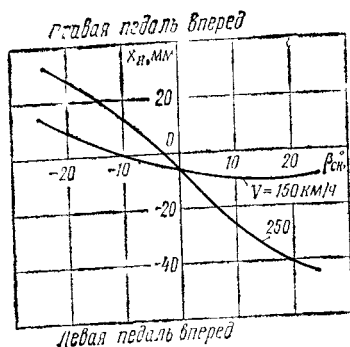


Рис. 9.16. Балансировочные характеристики путевого управления вертолета Ка-32 по углу скольжения при различных скоростях горизонтального полета

ной мере способствует симметричная аэродинамическая форма планера, поперечный и путевой моменты которого при отсутствии скольжения близки к нулю.

Поперечная статическая устойчивость вертолета обусловлена свойством НВ отклоняться по воздушному потоку (независимо от направления вращения НВ). Например, при правом скольжении и верхний, и нижний НВ создают дополнительные поперечные силы и моменты, кренящие вертолет влево, против скольжения. Планер несколько ухудшает поперечную статическую устойчивость вертолета, главным образом благодаря расположению центра давления вертикального оперения ниже строительной горизонтали фюзеляжа. Поэтому, например, при правом скольжении вертикальное оперение создает небольшой поперечный момент, кренящий вертолет вправо, в сторону скольжения. Путевая статическая устойчивость обеспечивается мощным вертикальным оперением, создающим стабилизирующий путевой момент. Однако этот момент существенно уменьшается на малых скоростях полета вследствие уменьшения скоростного напора воздушного потока, а также при больших углах скольжения вследствие развигия срыва потока с вертикального оперения. При передней центровке вертолета поперечные силы НВ также создают стабилизирующий путевой момент, разворачивающий вертолет по потоку.

В целом соосный вертолет имеет достаточно большие запасы управления, практически не лимитирующие условия его летной эксплуатации, и хорошие характеристики боковой статической устойчивости на всех эксплуатационных режимах полета, за исключением режимов горизонтального полета и планирования со скоростью $V < V_{эк}$, где запасы путевой статической устойчивости малы или даже отсутствуют.

9.4. БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА И УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА НА НАКЛОННОЙ ПЛОЩАДКЕ

Равновесие вертолета, стоящего на наклонной площадке, как и любого тела, определяется прежде всего его массой, а опасность опрокидывания вертолета набок или соскальзывания вбок с площадки создается главным образом силой тяги НВ. Для вертолета, находяще-

гося на твердой гладкой наклонной площадке, рассматриваются оба условия равновесия: опрокидывание и соскальзывание. На неровной площадке, когда колеса вертолета упираются в препятствие, а также на площадке с мягким грунтом, когда колеса глубоко погружены в грунт, боковое перемещение вертолета исключается из рассмотрения. В этом случае условия балансировки вертолета определяются по существу только опрокидыванием.

Поперечное равновесие вертолета с трехстоечным шасси описывается уравнением моментов относительно линии, проходящей через одно из основных колес и передние колеса (рис. 9.17):

$$\sum M_{aa} \approx G \cos \gamma_{\phi} (q_{\perp} + z_T) - Tq - (T_{p,v} h_{p,v} + G \sin \gamma_{\phi} h_{ц,м} + Sh_{п,в} + (M_{x_{пл}} + M_{x_H} + P_1 L) \cos \alpha = 0. \quad (9.18)$$

На рис. 9.19 и в выражении (9.18) приняты следующие обозначения:

- L и B — колея и база шасси;
- b — продольное расстояние от центра масс вертолета до передней стойки шасси;
- z_T — поперечная центровка вертолета;
- $h_{ц,м}$, $h_{п,в}$, $h_{p,v}$ — высота соответственно центра масс, центра втулок несущего и рулевого винтов над площадкой;
- q — длина отрезка ОК, перпендикулярного линии aa ;
- α — угол разноса основных стоек шасси;
- γ_{ϕ} — угол крена вертолета на площадке;
- $\gamma_{пл}$ — угол наклона площадки;
- $P_{1,2}$ — силы реакции земли, действующие на основные стойки шасси.

Поперечные сила S и момент M_{x_H} на втулке НВ при нейтральном положении автомата перекоса, а также поперечные сила $Z_{пл}$ и момент $M_{x_{пл}}$ планера возникают только при воздействии на вертолет приземного ветра, причем основное практическое значение в рассматриваемом случае имеет боковой ветер.

Силы $P_1 = P_2 = P_{ст}$, действующие на основные стойки трехстоечного шасси при стоянке вертолета с выключен-

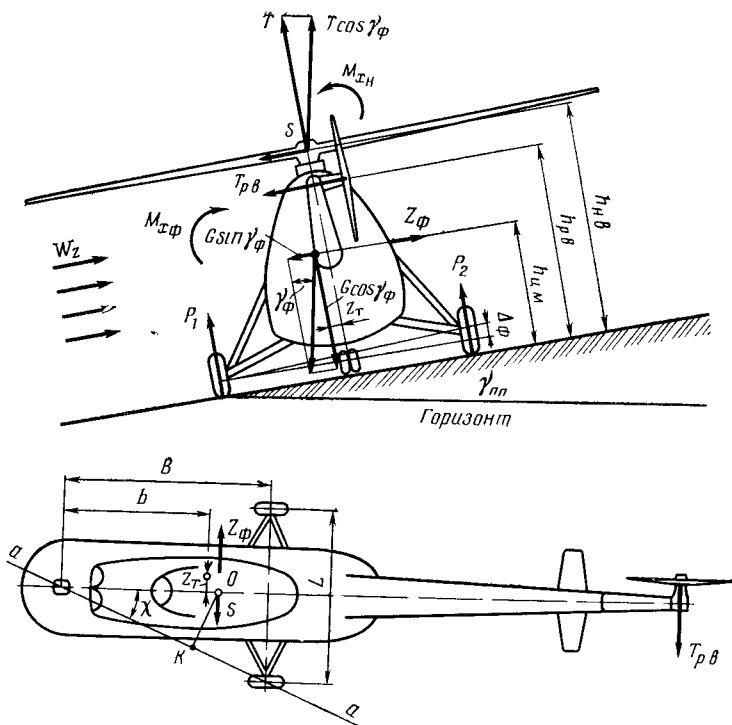


Рис. 9.17. Схема сил и моментов, действующих на вертолет, стоящий на наклонной площадке

ными двигателями, определяются геометрическими параметрами шасси B , b и силой тяжести вертолета G :

$$P_{ст} = (G/2)(b/B).$$

При работе НВ, создающего силу тяги T ,

$$P_{ст} = [(G - T)/2](b/B).$$

Вместе с тем при работе НВ образуется сила тяги и РВ, вследствие чего даже при нейтральном положении автомата перекося и нулевом угле наклона площадки на левую стойку шасси действует дополнительное усилие от поперечного момента $\Delta P_1 = -(2T_{р.в} h_{р.в}/L)$, а правая стойка разгружается на эту же величину. При наклоне площадки влево нагрузка шасси также пере-

распределяется в сторону догрузки левой и разгрузки правой стоек. Таким образом, в общем случае угол накренения фюзеляжа из-за обжатия левой и разгрузки правой стоек $\Delta_{\phi} = \Delta_{\phi_0} + K_{\text{ш}} \gamma_{\text{пл}}$, где Δ_{ϕ_0} — угол накренения фюзеляжа при $\gamma_{\text{пл}} = 0$, зависящий главным образом от силы тяги НВ и отклонения автомата перекоса. При стоянке вертолета с неработающими двигателями $\Delta_{\phi_0} = 1,5 \dots 2^\circ$, при увеличении силы тяги НВ до около-взлетных относительных значений $\bar{T} = 0,8 \dots 1$ и нейтральном положении автомата перекоса значение Δ_{ϕ_0} уменьшается до $0,5 - 0,8^\circ$. Путем отклонения автомата перекоса вправо в пределах запаса управления можно уменьшить наклонение вертолета влево на ровной площадке Δ_{ϕ} , практически до нуля при любом значении \bar{T} .

Коэффициент $K_{\text{ш}}$ зависит от колеи шасси, его жесткости (диаграммы обжатия амортизатора и давления в пневматиках), массы вертолета и высоты центра масс над уровнем площадки. Для вертолета типа Ми-8 $K_{\text{ш}} = 0,1 \dots 0,3$. Чем больше давление зарядки амортизаторов и в пневматиках основных стоек шасси, чем меньше масса вертолета и высота его центра масс, тем меньше значение $K_{\text{ш}}$, хотя основное влияние на эту величину оказывает колея шасси. Если например, уменьшить колею на $25 - 30\%$, значение $K_{\text{ш}}$ возрастет примерно в 2 раза, что заметно уменьшит запас устойчивости.

Условием равновесия или боковой балансировки вертолета на наклонной площадке является равенство нулю суммы моментов ΣM_{aa} при любых сочетаниях значений параметров, входящих в выражение (9.18). Если же $\Sigma M_{aa} < 0$, вертолет опрокидывается на левый борт.

Опрокидывание (положение неустойчивого поперечного равновесия) вертолета означает полную разгрузку правой основной стойки шасси при нахождении вертолета на наклонной площадке. В этом случае на левую опору действует сила $P_1 = (G - T) (b/B)$, а угол дополнительного накренения вертолета из-за ее обжатия

$$\Delta_{\phi_{\text{кр}}} \approx (1/L) [\delta_{\text{ам}} (P_1) + P_1 / C_{\text{кол}}]. \quad (9.19)$$

При стоянке загруженного вертолета типа Ми-8 на ровной площадке, нормальной зарядке амортизаторов и накачке пневматиков шасси обжатие основных стоек шасси составляет $20 - 30$ см. В состоянии неустойчивого

поперечного равновесия вертолета, когда одна основная стойка полностью загружена, обжатие другой стойки возрастает примерно вдвое.

Вследствие обжатия одной стойки шасси плечи h_i действия сил в выражении (9.18) возрастут на $\sim 0,5L \sin \Delta_\phi$, что, однако, составляет лишь 3—5%. Пренебрегая этим изменением, а также полагая $\cos \gamma_\phi \approx 1$, $\sin \gamma_\phi \approx \gamma_\phi$, преобразуем выражение (9.18) для определения критического угла крена $\gamma_{\text{фкр}}$, превышение которого сопровождается опрокидыванием вертолета набок:

$$\gamma_{\text{фкр}} \approx \frac{1}{h_{\text{н.м}}} \left[(b + x_{\text{т}}) + \text{tg } \gamma (1 - T/G) + z_{\text{т}} - \frac{1}{G} (T_{\text{р.в}} h_{\text{р.в}} + S h_{\text{н.в}} - (M_{x_{\text{н}}} - M_{x_{\text{пл}}})) \right]. \quad (9.20)$$

Как следует из анализа выражения (9.20), уменьшению критического угла крена, т. е. опрокидыванию вертолета на левый борт при нахождении на площадке с уклоном влево, способствуют:

- уменьшение колеи и базы шасси;
- более высокое расположение центра втулки РВ;
- смещение центровки вертолета вверх и к левому борту;
- уменьшение массы вертолета;
- увеличение силы тяги несущего и рулевого винтов;
- ветер справа.

Угол наклона площадки $\gamma_{\text{плкр}}$, при превышении которого вертолет опрокидывается набок,

$$\gamma_{\text{плкр}} = \gamma_{\text{фкр}} - \Delta_{\text{фкр}}. \quad (9.21)$$

Как следует из (9.19) и (9.21), уменьшению критического угла наклона площадки способствуют слабая зарядка амортизаторов и пониженное давление в пневматиках колес шасси.

Опрокидывание вертолета может произойти и на площадке с меньшим по сравнению с (9.21) уклоном, если пилот допустит отрыв правого колеса от земли и увеличение угла крена вертолета до γ_ϕ

Правильные управляющие действия пилота заключаются в том, чтобы, наоборот, прижать правое колесо к земле, отклоняя ручку управления вправо. Таким образом, управляющие поперечные сила и момент на втулке

НВ — основные стабилизирующие факторы при нахождении вертолета на наклонной площадке, поэтому критические условия опрокидывания определяются обычно для двух расчетных условий: при нейтральном и отклоненном вбок до упора положении автомата перекоса.

При симметричной загрузке конкретного вертолета и отсутствии ветра основным дестабилизирующим фактором является сила тяги НВ, а дестабилизирующий момент от силы тяги РВ способствует опрокидыванию вертолета на левый борт. Поэтому боковую балансировку и устойчивость одновинтового вертолета на земле обычно характеризуют зависимостью критических углов крена $\gamma_{\text{Фкр}}$ и наклона площадки влево $\gamma_{\text{плкр}}$ от относительной силы тяги несущего винта $T = T/G$ для двух указанных положений автомата перекоса в поперечной плоскости (рис. 9.18).

При стоянке вертолета с выключенными двигателями величина $\Delta_{\text{Фкр}}$ составляет $\sim 3^\circ$, а предельно допустимый угол наклона площадки достигает $\sim 35^\circ$. Однако по мере раскрутки и увеличения силы тяги НВ (а соответственно и РВ) величины $\Delta_{\text{Фкр}}$ и $\gamma_{\text{плкр}}$ резко уменьшаются и при $T \approx 0,85$ равны нулю. В момент отделения вертолета от земли при выполнении взлета, когда $T \geq G$, величина $\gamma_{\text{плкр}}$ при нейтральном положении автомата перекоса составляет $\sim 5^\circ$, но имеет уже другой знак. Физически это означает, что в момент отрыва от земли вертолет стремится наклониться влево под действием момента силы тяги РВ. Для парирования этого момента и обеспечения поперечной балансировки вертолета пилот должен соразмерно отклонить ручку управления вправо.

Эффективность стабилизирующего управляющего момента НВ возрастает пропорционально его силе тяги, поэтому линии $\gamma_{\text{плкр}}$ на рис. 9.18 расходятся по мере увеличения T . При полностью отклоненном вправо автомате перекоса критический угол наклона площадки в момент отделения вертолета от земли составляет около 7° влево, т. е. не меняет знака. Следовательно, запаса поперечного управления вполне достаточно для парирования бокового смещения и наклонения вертолета в момент отрыва от земли на взлете.

Если же угол крена достиг значения $\gamma_{\text{фкр}}$, даже максимальное отклонение ручки управления против крена вследствие определенной инертности вертолета может оказаться недостаточным для предотвращения его опрокидывания. В этом случае пилот должен незамедлительно уменьшить общий шаг НВ (т. е. увеличить значение $\gamma_{\text{фкр}}$) либо, если это диктуется обстановкой, наоборот, увеличить общий шаг НВ и взлететь.

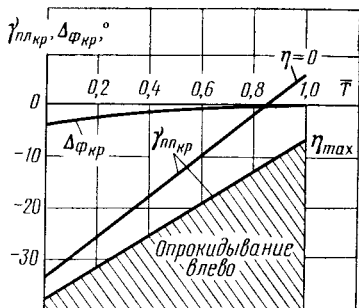


Рис. 9.18. Критические условия опрокидывания вертолета на наклонной площадке

Соскальзывание вертолета с наклонной площадки, также характеризующее его неустойчивое равновесие, означает равенство сил, действующих на вертолет параллельно площадке, силам трения колес о площадку:

$$G \sin \gamma_{\text{плс}} + S + T_{\text{р.в}} - Z_{\text{ф}} + T \Delta_{\text{фс}} = (G - T) f_{\text{тр}}. \quad (9.22)$$

Для определенности уравнение (9.22) описывает соскальзывание вертолета также влево, при этом $f_{\text{тр}}$ представляет собой коэффициент трения скольжения. На гладкой ледяной площадке $f_{\text{тр}} \approx 0,1$, мокрой бетонной площадке $f_{\text{тр}} \approx 0,4$, мокрому травяному склону $f_{\text{тр}} \approx 0,6$.

Критический в отношении соскальзывания конкретного вертолета угол наклона площадки $\gamma_{\text{плс}}$ определяется относительной силой тяги несущего винта \bar{T} , состоянием поверхности площадки $f_{\text{тр}}$ и углом поперечного отклонения автомата перекоса η (рис. 9.19). Как следует из рисунка и физических соображений, при $\bar{T} = 0$ критический угол бокового уклона площадки $\gamma_{\text{плс}}$ полностью определяется коэффициентом трения, а при $\bar{T} \approx 1$ он не зависит от коэффициента трения и определяется главным образом максимальным поперечным отклонением автомата перекоса.

При значениях коэффициента трения $f_{\text{тр}} = 0,4 \dots 0,5$, т. е. на мокрой бетонной или грунтовой площадке, критические углы наклона площадки по соскальзыванию

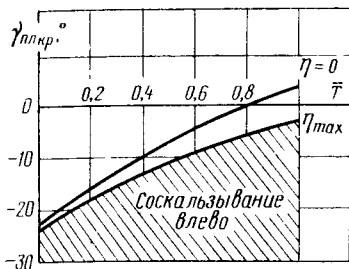


Рис 9.19. Критические условия скольжения вертолета по наклонной площадке

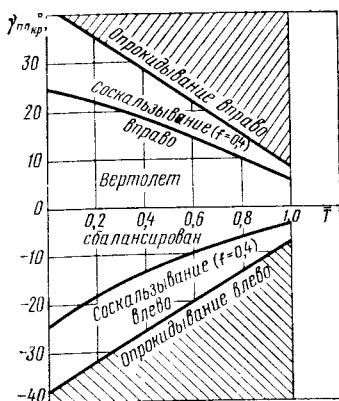


Рис. 9.20. Критические условия балансировки вертолета на наклонной площадке

обычно меньше, чем по опрокидыванию (рис. 9.20), особенно для вертолета типа Ми-10, имеющего наклон вправо по полету оси вала НВ. При этом для всех одновинтовых вертолетов критический по опрокидыванию и соскальзыванию наклон площадки влево меньше, чем вправо.

Для больших значений коэффициента трения $f_{тр} = 0,6 \dots 0,8$, соответствующих сухому бетону или грунту, критические углы наклона площадки по соскальзыванию примерно такие же или даже больше, чем по опрокидыванию. Следует иметь в виду, что для предотвращения соскальзывания вертолета под его колеса подкладывают колодки, а на вязком грунте при соскальзывании вбок под колесом обычно образуется земляной валик, препятствующий дальнейшему движению вертолета. Поэтому для обеспечения безопасности балансировки вертолета на наклонной площадке основное практическое значение имеет его опрокидывание вбок, как правило — влево.

В связи с изложенным посадку одновинтового вертолета на площадку с уклоном рекомендуется выполнять носом или левым бортом на уклон. Для соосного вертолета критические по опрокидыванию углы наклона площадки примерно такие же, как и для одновинтового вертолета, ибо более высокое расположение центра масс компенсируется отсутствием РВ. Однако условия равновесия при наклоне площадки влево и вправо практически одинаковы.

Значительное влияние на балансировку и устойчивость вертолета на земле оказывает боковой ветер, из-за которого изменяются сила тяги РВ, поперечные силы и моменты НВ и фюзеляжа. Все дополнительные моменты, действующие на вертолет, накрениют его по ветру, т. е. являются дестабилизирующими, что создает опасность опрокидывания.

При ветре справа со скоростью, превышающей ~ 18 м/с, и относительной силе тяги $\overline{T} \geq 0,8 \dots 0,9$ вертолет может опрокинуться даже на горизонтальной площадке. Поэтому при взлете и посадке, тем более на наклонной площадке, следует избегать бокового ветра и, кроме того, быстро проходить диапазон значений силы тяги $\overline{T} = 0,7 \dots 1$, не держать вертолет на земле во «взвешенном» состоянии.

Другой важный эксплуатационный фактор — поперечная центровка вертолета. Как следует из уравнения (9.20), при смещении центра масс вбок в сторону уклона площадки, например на 0,2 м. величина $\gamma_{п.кр}$ уменьшается примерно на 5° .

Смещение центра масс или отклонение ручки управления вперед также вызывает увеличение опрокидывающих моментов (см. рис. 9.17). Поэтому при раскрутке и остановке НВ ручка управления должна находиться в положении, близком к нейтральному, особенно при передней центровке вертолета.

В практике летной эксплуатации иногда возникает опасность опрокидывания вертолета на стоянке при неработающих двигателях под действием сильного бокового ветра. В этом случае опрокидывающими являются аэродинамические силы от ветрового потока, создаваемые невращающимися винтами и элементами планера. Как показывают расчеты и опыт эксплуатации, опрокидывание вертолета на ровной площадке возможно только при урагане, когда скорость ветра превышает ~ 35 м/с. Однако при базировании вертолета на палубе корабля соскальзывание или опрокидывание может произойти при существенно меньшей скорости бокового ветра, которому всегда сопутствует качка корабля, т. е. накренивание площадки. Поэтому корабельные вертолеты должны быть надежно закреплены на палубе, а допустимые метеорологические условия их взлета и посадки опреде-

ляются главным образом требованиями обеспечения запасов управления и устойчивости на наклонной площадке.

9.5. ПРОДОЛЬНАЯ БАЛАНСИРОВКА ВЕРТОЛЕТА С ГРУЗОМ НА ВНЕШНЕЙ ПОДВЕСКЕ

Перевозка негабаритных грузов на внешней тросовой подвеске приобретает возрастающее значение в практике летной эксплуатации вертолетов, существенно расширяя их транспортные возможности.

При транспортировке груза указанным способом могут использоваться различные схемы внешней подвески (рис. 9.21), наибольшее распространение из которых получила двухзвеньевая подвеска (рис. 9.22). Трос подвески крепится к вертолету с помощью сферического шарнира в точке подвеса O_1 , расположенной в продольной плоскости симметрии вертолета ниже его центра масс O . В точке O_2 трос разветвляется и крепится к грузу с помощью четырехстропного «паука», который может качаться как жесткая пирамида относительно сферического шарнира в точке O_2 . Двухзвеньевая схема подвески представляет собой наиболее общий случай, сводящийся к однозвеньевой и одностропной схемам, если исключить соответствующие звенья.

На внешней подвеске могут транспортироваться мостовые фермы, буровые установки, опоры линий электропередачи, контейнеры, бочки, автомашины и т. п., а иногда даже летательные или космические аппараты. Поэтому в общем случае полагают, что на транспорти-

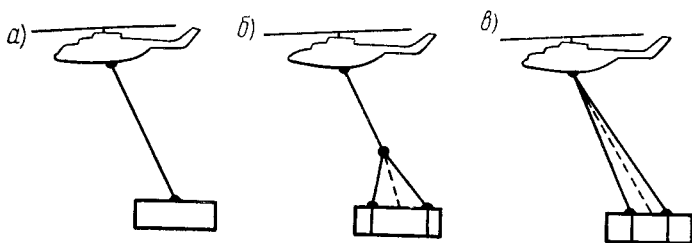


Рис. 9.21. Схемы внешней подвески транспортного вертолета:
а — одностропная; б — двухзвеньевая; в — однозвеньевая четырехстропная

руемый груз, кроме силы тяжести, в полете действуют сила лобового сопротивления X_r и подъемная сила Y_r , также приложенные в центре масс груза O_r и ориентированные по направлению вектора скорости полета, а также продольный аэродинамический момент M_{z_r} (рис. 9.22). На режимах установившегося горизонтального полета суммы моментов всех сил, действующих на вертолет и груз, равны нулю.

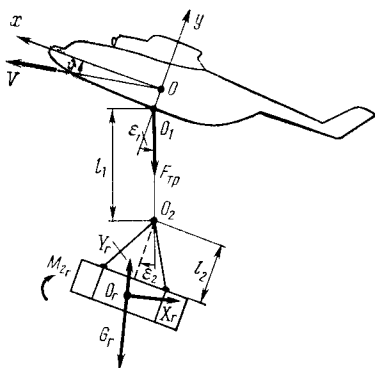


Рис. 9.22. Кинематическая схема двухзвеньевой внешней подвески

Условия продольной балансировки груза следующие:

$$\sum M_{z_r}^{(O_2)} = 0; \quad \sum M_{z_r}^{(O_1)} = 0, \quad (9.23)$$

где $\sum M_{z_r}^{(O_2)}$ и $\sum M_{z_r}^{(O_1)}$ — суммы моментов сил, действующих на груз, относительно узла разветвления троса (точка O_2) и узла крепления троса к вертолету (точка O_1).

Как следует из рассмотрения рис. 9.22,

$$\sum M_{z_r}^{(O_2)} \approx M_{z_r} + l_2 [(G_r - Y_r) \sin(\varepsilon_1 - \varepsilon_2) - X_r \cos(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)], \quad (9.24)$$

где l_2 — условная длина тросового «паука», равная расстоянию от узла разветвления троса O_2 до центра масс груза O_r ;

ε_1 — угол отклонения троса от вертикали (положительный при отставании груза от вертолета);

ε_2 — угол отклонения тросового «паука» (положительный при смещении груза вперед по полету).

Для определения суммы моментов сил относительно точки O_1 приводим силы, действующие на груз, в точку O_2 . Поскольку «паук» соединен с основным тросом внешней подвески с помощью шарнира, момент от указанного приведения сил, а также аэродинамический момент груза на основной трос не передаются. При этом

$$\sum M_{z_r}^{(O_1)} = l_1 [(G_r - Y_r) \sin \varepsilon_1 - X_r \cos \varepsilon_1], \quad (9.25)$$

где l_1 — длина троса внешней подвески от узла крепления к вертолету до точки разветвления.

На основании выражений (9.23) и (9.25)

$$\varepsilon_1 = \text{arctg} [X_r / (G_r - Y_r)], \quad (9.26)$$

т. е. угловое отставание груза от вертолета тем больше, чем легче груз, больше его лобовое сопротивление и подъемная сила, что физически понятно.

Угол ε_2 отклонения «паука» может быть при необходимости определен из выражений (9.23), (9.24) и (9.26).

Вертолет при полете с грузом на внешней подвеске находится под воздействием не только обычных сил и моментов, но также силы натяжения троса

$$F_{\text{тр}} = (G_r - Y_r) \cos \varepsilon_1 + X_r \sin \varepsilon_1. \quad (9.27)$$

Вследствие несовпадения узла крепления троса к вертолету с центром масс вертолета сила $F_{\text{тр}}$ создает относительно центра масс продольный момент (рис. 9.23)

$$\Delta M_z = -F_{\text{тр}} c \sin(\varepsilon_1 + \nu), \quad (9.28)$$

где $c = OO_1$ — вертикальное расстояние от узла крепления троса до центра масс вертолета.

Продольное смещение узла крепления троса относительно центра масс вертолета, как правило, пренебрежимо мало.

Поскольку аэродинамические характеристики НВ и планера вертолета при полете с внешней подвеской практически не изменяются по сравнению с условиями «свободного» полета, пикирующий момент груза (9.28) уравнивается только отклонением автомата перекоса назад на угол

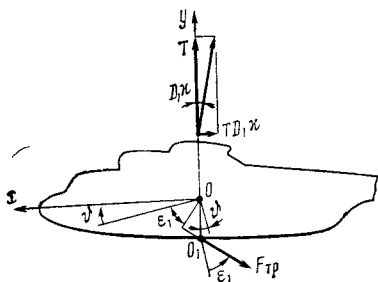


Рис. 9.23. Схема продольной балансировки вертолета с грузом на внешней подвеске

$$\Delta \alpha_r = -\Delta M_z / T D_1 \text{ уэ.} \quad (9.29)$$

Подставляя в (9.29) выражения (9.26) — (9.28) и производя необходимые тригонометрические преобразования, получим

$$\Delta z = \frac{c}{TD_1 y_3} [(G_r - Y_r) \sin \vartheta + X_r \cos \vartheta].$$

Так как угол тангажа вертолета в рассматриваемых условиях горизонтального полета обычно не превышает по абсолютному значению $\sim 10^\circ$, полагаем $\sin \vartheta \approx \vartheta$, $\cos \approx 1$, что позволяет упростить полученное выражение:

$$\Delta z \approx \frac{c}{TD_1 y_3} [(G_r - Y_r) \vartheta + X_r]. \quad (9.30)$$

Угол ϑ вычисляется в радианах.

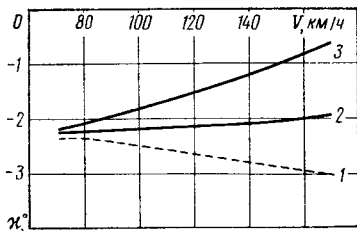
Следовательно, балансировочное отклонение автомата перекоса зависит не только от расположения узла крепления троса внешней подвески на вертолете (параметра c) и параметров транспортируемого груза (G_r , Y_r , X_r), но также силы тяги НВ, эффективной вертикальной центровки и угла тангажа вертолета. При этом необходимо иметь в виду следующее. Сила тяги НВ должна уравновешивать не только вес вертолета, но и вес перевозимого на внешней подвеске груза:

$$T \approx G_b + G_r - Y_r. \quad (9.31)$$

Вредное лобовое сопротивление груза на силу тяги НВ непосредственно не влияет. В этом можно легко убедиться, если представить выражение (9.31) в более строгом на первый взгляд виде $T = \frac{(G_b + F_{\text{тр}} \cos \alpha)}{\cos \vartheta}$, подставить в него формулы (9.26) — (9.27) и выполнить соответствующие тригонометрические преобразования, в

Рис. 9.24. Зависимость угла балансировочного отклонения автомата перекоса от скорости горизонтального полета вертолета типа Ми-6:

1 — «свободный» полет; 2 — большой плохо обтекаемый груз на внешней подвеске; 3 — большой хорошо обтекаемый груз на внешней подвеске



СПИСОК
ИСПОЛЬЗОВАННОЙ
ЛИТЕРАТУРЫ

результате чего с учетом принятого допущения $\cos\vartheta \approx 1$ получается выражение (9.31).

Для уравнивания вредного лобового сопротивления груза X_r , а также управляющей продольной силы несущего винта $\Delta H_{упр} = TD_1 \Delta x_r$ вертолет балансируется с меньшим (более отрицательным) углом тангажа, чем в условиях «свободного» полета. Потребное для продольной балансировки вертолета изменение угла тангажа $\Delta\vartheta_r$ определяется из условия

$$T \Delta\vartheta_r = -(X_r + \Delta H_{упр}),$$

откуда
$$\Delta\vartheta_r = -\left(\frac{1}{T} X_r + D_1 \Delta x_r\right); \quad (9.32)$$

$$\vartheta = \vartheta_{св} + \Delta\vartheta_r, \quad (9.33)$$

где $\vartheta_{св}$ — балансировочное значение угла тангажа вертолета в «свободном» полете с той же суммарной полетной массой и на том же режиме, что и в полете с грузом из внешней подвеске.

Преобразуем формулу (9.29) с учетом (9.32) и (9.33), вводя для упрощения записи следующие обозначения:

$$G_r = G_{г.э} - Y_r; \quad \bar{G}_r = \frac{G_{г.э}}{T} \approx \frac{G_{г.э}}{G_b + G_r}.$$

После несложных преобразований получим

$$\Delta x \approx \frac{c [G_{г.э} \vartheta_b + X_r (1 - G_r)]}{D_1 (T y_3 + c G_{г.э})}. \quad (9.34)$$

Таким образом, дополнительное отклонение автомата перекоса назад, потребное для продольной балансировки вертолета с грузом на внешней подвеске, тем больше, чем больше расстояние от центра масс вертолета до узла крепления троса, хуже обтекаемость и больше мидель транспортируемого груза. При этом наклон кривых продольной балансировки вертолета с грузом на внешней подвеске более положителен по скорости по сравнению с условиями «свободного» полета (рис. 9.24).

Запасы управления и статическая устойчивость вертолета при полете с грузом на внешней подвеске в эксплуатационном диапазоне скоростей изменяются незначительно.

1. Акимов А. И., Берестов Л. М., Михеев Р. А. Летные испытания вертолетов. М.: Машиностроение, 1980. 399 с.
2. Аристидов Ю. Б. Особенности пилотирования вертолетов в условиях сложного рельефа подстилающей поверхности. — В кн.: Оптимизация летной деятельности в гражданской авиации. Межвузовский сборник. Л.: ОЛАГА, 1980, с. 117—122.
3. Артамонов Б. Л. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики несущего винта вертолета. Тр. МАИ, 1977, вып. 406, с. 33—41.
4. Базов Д. И. Аэродинамика вертолетов. М.: Транспорт, 1972. 183 с.
5. Браверман А. С., Перлштейн Д. М., Лаписова С. В. Балансировка одновинтового вертолета. М.: Машиностроение, 1975. 175 с.
6. Вильдгрубе Л. С. Вертолеты. М.: Машиностроение, 1977. 150 с.
7. Володко А. М. Безопасность полетов вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 223 с.
8. Лалетин К. Н., Артамонов Л. Т. Практическая аэродинамика вертолета Ми-6А. М.: Транспорт, 1980. 165 с.
9. Лалетин К. Н. Практическая аэродинамика вертолета Ка-26. М.: Транспорт, 1974. 190 с.
10. Миль М. Л., Некрасов А. В., Браверман А. С. Вертолеты. Расчет и проектирование. Кн. 1. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966. 454 с.
11. Павлов Л. С. Круговая обдувка лопасти при криволинейном движении. Ученые записки ЦАГИ, Т. XII, 1981, № 2.
12. Пейн П. Р. Динамика и аэродинамика вертолета. М.: Оборонгиз, 1963. 491 с.
13. Ромасевич В. Ф., Самойлов Г. А. Практическая аэродинамика вертолетов. М.: Воениздат, 1980. 383 с.
14. Стрелков С. П. Механика. М.: Наука, 1975. 559 с.
15. Тищенко М. Н., Некрасов А. В., Радин А. С. Вертолеты. М.: Машиностроение, 1976. 366 с.
16. Теория несущего винта/В. Э. Баскин, Л. А. Вильдгрубе, Е. С. Вождаев, Г. И. Майкапар — М.: Машиностроение, 1973. 363 с.
17. Шайдаков В. И. Теория идеального соосного винта. — В кн.: Проблемы проектирования современных вертолетов. М.: МАИ, 1980, с. 25—37.
18. Экспериментальные исследования по аэродинамике вертолета/Под ред. А. К. Мартынова. М.: Машиностроение, 1980, 239 с.
19. Юрьев Б. Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Оборонгиз, 1956. 559 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

| | |
|---|-----|
| От автора | 3 |
| Глава 1. АЭРОДИНАМИКА ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА | 5 |
| 1.1. Основные параметры несущего винта | 5 |
| 1.2. Основные параметры лопасти | 9 |
| 1.3. Аэродинамические характеристики профиля | 14 |
| 1.4. Аэродинамические силы и моменты, действующие на лопасть | 27 |
| Глава 2. ТЕОРИИ НЕСУЩЕГО ВИНТА | 33 |
| 2.1. Импульсная теория | 33 |
| 2.2. Вихревая теория | 42 |
| Глава 3. МАХОВОЕ ДВИЖЕНИЕ ЛОПАСТЕЙ | 52 |
| 3.1. Уравнение махового движения | 52 |
| 3.2. Маховое движение лопастей при криволинейном движении вертолета | 63 |
| 3.3. Качание лопасти в плоскости вращения | 67 |
| Глава 4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ НЕСУЩИМ ВИНТОМ | 72 |
| 4.1. Особенности и кинематика системы управления | 72 |
| 4.2. Маховое движение НВ с автоматом перекоса и компенсатором взмаха | 77 |
| 4.3. Усилия в системе управления НВ | 84 |
| Глава 5. СИЛЫ И МОМЕНТЫ НЕСУЩЕГО ВИНТА | 90 |
| 5.1. Режимы висения и вертикального подъема вертолета | 90 |
| 5.2. Режим горизонтального полета | 99 |
| 5.3. Режимы снижения | 112 |
| 5.4. Работа НВ вблизи экранирующей поверхности | 119 |
| Глава 6. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ РУЛЕВОГО И СООСНЫХ НЕСУЩИХ ВИНТОВ | 127 |
| 6.1. Аэродинамические особенности рулевого винта | 127 |
| 6.2. Аэродинамические особенности соосной системы НВ | 137 |
| Глава 7. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАНЕРА | 149 |
| 7.1. Общие сведения | 149 |
| 7.2. Режимы вертикального полета | 153 |
| 7.3. Режимы горизонтального полета | 160 |
| Глава 8. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ И ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЕРТОЛЕТА | 177 |
| 8.1. Характеристики силовой установки | 177 |
| 8.2. Летные данные вертолета | 186 |
| 8.3. Влияние эксплуатационных факторов и ограничений | 195 |
| Глава 9. БАЛАНСИРОВКА, ЗАПАСЫ УПРАВЛЕНИЯ И СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ ВЕРТОЛЕТА | 202 |
| 9.1. Общие положения | 202 |
| 9.2. Продольная балансировка и статическая устойчивость | 206 |
| 9.3. Боковая балансировка и статическая устойчивость | 226 |
| 9.4. Боковая балансировка и устойчивость вертолета на наклонной площадке | 241 |
| 9.5. Продольная балансировка вертолета с грузом на внешней подвеске | 250 |
| Список использованной литературы | 255 |