

СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ УПРУГИХ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЁТА, НАХОДЯЩЕГОСЯ НА СТОЯНКЕ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ВЕТРА

Каргаев М.В. *, Мироненко Л.А.

Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля,
МВЗ им. М.Л. Миля, ул. Гаршина, 26/1, Московская область, Томилино, 140070, Россия

* e-mail: kargaev_mv@mail.ru

Рассмотрен вопрос статической устойчивости незашвартованных лопастей несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке под воздействием ветра. Получены расчётные формулы для определения критических скоростей ветрового потока однородных и неоднородных лопастей в зависимости от угла скольжения. Для оценки характеристик устойчивости лопастей несущего винта вертолёта под воздействием ветра предлагается использовать ветровой коэффициент лопасти.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, ветровое нагружение, статическая устойчивость, критический скоростной напор.

В процессе эксплуатации вертолёты, находящиеся на стоянке, в течение длительного времени подвергаются воздействию ветра, при этом лопасти несущего винта, в том числе и зашвартованные, испытывают изгибные напряжения. Так как параметры лопастей выбираются исходя из условий их работы в поле центробежных сил, обеспечивающих им необходимую жёсткость по восприятию аэродинамических нагрузок, при отсутствии вращения винта обладают весьма небольшой собственной жёсткостью. Этот факт обуславливает их высокую чувствительность к ветровому нагружению. В зависимости от направления и скорости ветра, упругих и массовых характеристик лопасти, напряжения, обусловленные ветровым воздействием, могут достигать больших значений. Как показывает опыт эксплуатации вертолётов, в таких случаях образуются повреждения агрегатов несущего и рулевого винтов, препятствующие их дальнейшей эксплуатации.

Поэтому с практической точки зрения, при рассмотрении вопроса о воздействии ветра на невращающуюся лопасть несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке, важными являются задачи определения наиболее опасного направления и максимально допустимой скорости ветра для незашвартованной лопасти несущего винта при заданном положении вертолёта на стоянке.

Принятые допущения при определении аэродинамических сил

При определении аэродинамических нагрузок примем следующие допущения:

- 1) ветер рассматривается как установившийся плоско-параллельный горизонтальный поток;
- 2) ввиду малости угла наклона вала несущего винта γ , значение нормальной составляющей скорости потока, обтекающего профиль, мало отличается от U_x ;
- 3) углы притекания потока к профилю лопасти Φ_r и Φ_x невелики, и поэтому справедливо полагать:

$$\Phi_r = \arctg \frac{U_y}{U_x} \approx \frac{U_y}{U_x}, \Phi_x = \arctg \frac{U_y}{U_r} \approx \frac{U_y}{U_r}; \quad (1)$$

- 4) в соответствии с гипотезой плоских сечений, угол скола потока $\Delta\alpha$, равен своему среднему по размаху значению и постоянен вдоль лопасти.

Определение скоростей и углов атаки сечений лопасти

Определим скорости и углы атаки сечений лопасти заторможенного несущего винта при обдуве вертолёта, находящегося на стоянке, горизонтальным ветровым потоком. Рассмотрим общий случай, когда скорость ветрового потока направлена под углом к продольной оси вертолёта.

Как это принято в аэродинамике вертолѐта, положение лопасти будем определять углом ψ , отсчитываемым по направлению вращения винта, при этом значению $\psi = 0$ соответствует положение лопасти вдоль продольной оси вертолѐта концом назад.

Не останавливаясь на промежуточных выкладках (рис. 1), запишем окончательные выражения для взаимно перпендикулярных составляющих скорости ветрового потока, параллельных осям координат x, y, r , связанных с текущим сечением деформированной лопасти:

$$U_x = V \sin(\beta_{ск} + \psi),$$

$$U_y = V \cos(\beta_{ск} + \psi) \sin \theta - V \gamma \cos \psi \cos \theta - v_y,$$

$$U_r = V \cos(\beta_{ск} + \psi) \cos \theta + V \gamma \cos \psi \sin \theta.$$

Здесь V — скорость ветрового потока; v_y — индуктивная составляющая скорости, принадлежащая плоскости взмаха; $\beta_{ск}$ — угол между направлением ветрового потока и продольной осью вертолѐта; ψ — азимут лопасти; θ — угол поворота оси деформированной лопасти к плоскости вращения

винта. При наличии угла свеса лопасти на упоре горизонтального шарнира

$$\theta = \theta_y + \beta_0,$$

где θ_y — угол поворота сечений упругой оси лопасти; β_0 — угол свеса лопасти на упоре горизонтального шарнира.

Определим углы атаки сечения. Предварительно введѐм понятие угла скольжения лопасти, определяемого углом между направлениями проекций скорости потока и оси лопасти на плоскость вращения винта. Из рассмотрения рис. 1 имеем

$$\chi = \frac{\pi}{2} - (\beta_{ск} + \psi). \tag{2}$$

Угол атаки профиля лопасти в плоскости, перпендикулярной упругой оси лопасти:

$$\alpha_r = \varphi + \Phi_r, \tag{3}$$

где φ — угол установки профиля лопасти, определяемый из выражения

$$\varphi = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \Delta\varphi_{кр}.$$

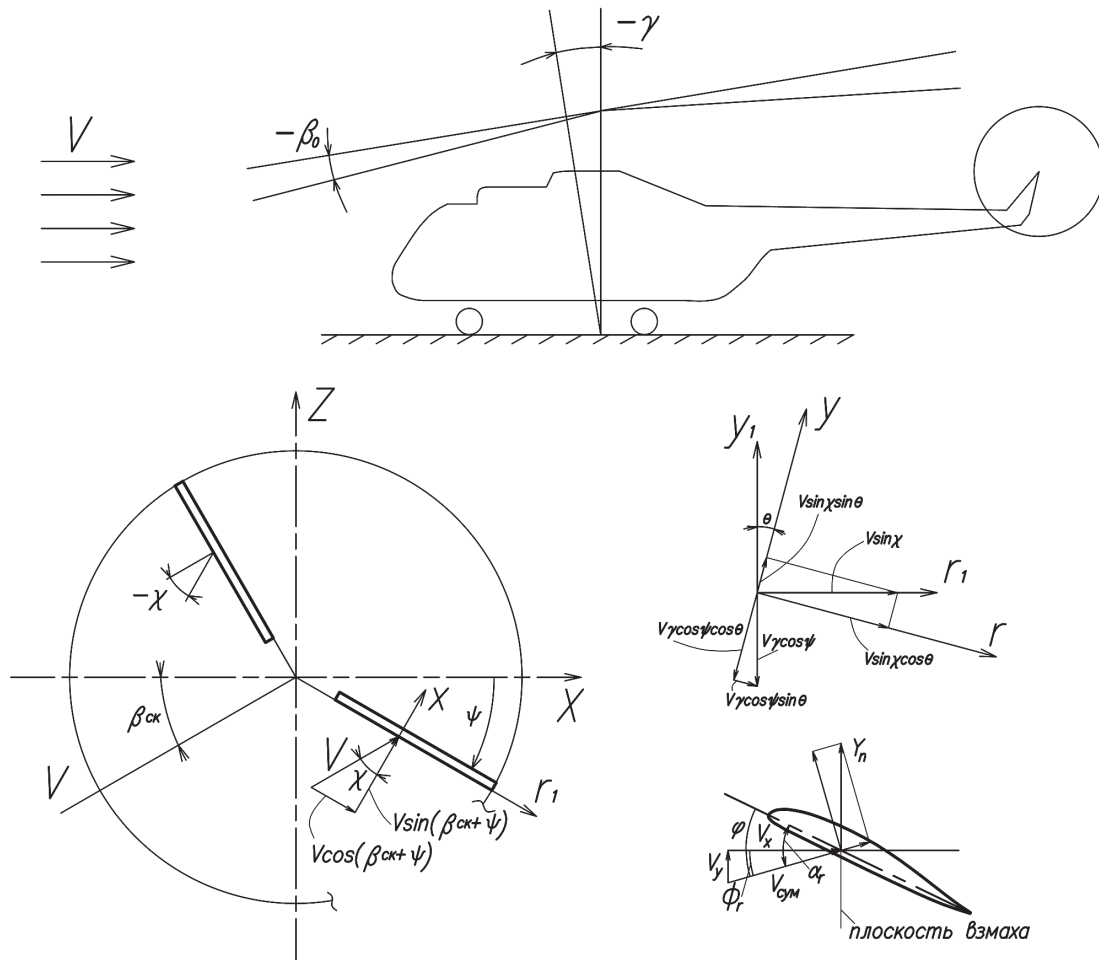


Рис. 1. Схема обтекания лопасти несущего винта при облуде вертолѐта горизонтальным ветровым потоком

Здесь θ_0 — угол «общего шага» лопастей винта; θ_1 и θ_2 — синусная и косинусная гармоники изменения угла установки лопасти по азимуту; $\Delta\phi_{кр}$ — геометрическая крутка лопасти; Φ_r — угол притекания потока (1), определяемый из выражения

$$\Phi_r \approx \theta \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta\alpha_v.$$

Угол атаки лопасти в плоскости, параллельной упругой оси лопасти, согласно выводам из работы [1]:

$$\alpha_x = \Phi_x,$$

где Φ_x — угол притекания потока (1), определяемый из выражения

$$\Phi_x \approx \theta - \gamma \frac{\cos \psi}{\sin \chi} - \Delta\alpha_v.$$

С учётом принятых допущений приближённые выражения для нормальной и продольной составляющих потока, обтекающих лопасть, при косо́й обдувке лопасти имеют вид

$$\begin{aligned} U_n &\approx V \cos \chi, \\ U_{np} &\approx V \sin \chi. \end{aligned} \quad (4)$$

Для режимов косо́й обдувки аэродинамические нагрузки на профиле определяются нормальным углом атаки α_r и нормальной составляющей скорости ветрового потока U_n . Влияние продольной составляющей скорости потока U_{np} вплоть до углов скольжения 75° проявляется незначительно и только при весьма больших углах атаки. При дальнейшем увеличении угла скольжения до 90° существенное влияние оказывает угол α_x ; влияние угла α_r становится незаметным [1].

Отметим, что знаки перед θ_y и β_0 соответствуют случаю обдува лопасти от комля к концу. При отрицательных значениях угла скольжения эти знаки меняются на обратные.

Выражение для скоростей и углов атаки сечений лопасти получены для общего случая и могут быть использованы при обдувке лопасти как с передней кромки, так и с задней. Однако целесообразно ограничить диапазон изменения угла ψ областью от 0 до 180° , отсчитывая его по направлению вращения винта при рассмотрении режимов обдува лопасти с передней кромки и против направле-

ния вращения винта — при рассмотрении режимов обдува лопасти с задней кромки. Тогда в том и другом случае угол скольжения будет изменяться от 90° до -90° . При этом для вычисления углов атаки сечений при обдувке лопасти с задней кромки достаточно в выражениях (2) поменять знак угла установки профиля лопасти на обратный.

Определение аэродинамической нагрузки

Характерной особенностью обтекания сечений лопасти, обдуваемой ветровым потоком, является возможность реализации больших углов атаки, превышающих критические. На режимах косо́й обдувки большие углы атаки, как это видно из формулы (3), могут достигаться за счёт упругих прогибов лопасти под нагрузкой.

В связи с изложенным, целесообразно определение аэродинамических нагрузок в сечении лопасти НВ, обдуваемой ветровым потоком, производить на основе имеющихся экспериментальных данных по продувке прямых и скользящих крыльев. Наиболее полно интересующие нас данные представлены в работах [1, 2].

В работе [2] приводятся аэродинамические характеристики профиля NACA 23012, применяемого на большинстве лопастей несущего винта, полученные в результате круговой обдувки прямого крыла в диапазоне углов атаки от 0 до 360° при числах Рейнольдса $0.44 \cdot 10^6$, $0.85 \cdot 10^6$ и $1.16 \cdot 10^6$.

В соответствии с принятыми выше допущениями, при рассмотрении задачи о статическом воздействии ветра на невращающуюся лопасть несущего винта необходимо определить составляющую аэродинамической нагрузки, лежащую в плоскости наименьшей жёсткости лонжерона лопасти. При известных значениях коэффициентов подъёмной силы C_y и силы сопротивления профиля C_x , коэффициент нормальной силы вычисляется по формуле

$$C_n = C_y \cos \Phi_r + C_x \sin \Phi_r.$$

В работе [1] при исследовании аэродинамических характеристик среднего сечения скользящего крыла, устанавливаемого в потоке с углами атаки α_r и α_x , показано, что на скользящем крыле зависимость коэффициента нормальной силы профиля от угла атаки α_r , рассчитанная по составляющей скорости, нормальной к передней кромке, имеет практически одинаковую с прямым крылом производную по углу атаки.

Зависимость $C_n = f(\alpha_r)$, рассчитанная с использованием данных работы [2] для интересующих нас углов атаки, может быть без больших погреш-

ностей аппроксимирована кусочно-линейной характеристикой:

$$C_n(\alpha_r) = \begin{cases} C_n^\alpha \alpha_r & \text{при } \alpha_r < \alpha_{кр}; \\ C_n^\alpha \alpha_{кр} & \text{при } \alpha_r \geq \alpha_{кр}. \end{cases} \quad (5)$$

Значения критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и максимального коэффициента нормальной силы, согласно [1], увеличиваются пропорционально множителю $1/\cos\chi^2$. Аналогичная картина наблюдается у крыла конечной длины, крыла бесконечного удлинения и крыла с несимметричным профилем.

С учётом изложенного, погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости взмаха при косо́й обдувке, с учётом (3)—(5), определяется по выражению

$$Y_n = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \alpha_r \cos\chi^2. \quad (6)$$

Основные допущения, используемые при определении устойчивости

При определении статической устойчивости незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке под воздействием ветра, представим лопасть в виде балки (стержня) переменного поперечного сечения. Параметры этой балки будем считать непрерывно распределёнными по длине лопасти.

Кроме того, используем следующие допущения:

1. Плоскость наименьшей жёсткости лопасти совпадает с плоскостью взмаха. Поэтому изгибаться лопасть будет только под действием сил, действующих в этой плоскости.

2. При определении нагрузок в плоскости взмаха крутильные деформации лопасти не учитываются.

3. Влиянием массовых сил пренебрегаем, т.е. лопасть считается невесомой.

4. Рассматривается обычный тип несущего винта с шарнирно подвешенными лопастями, причём расстоянием до горизонтального шарнира не пренебрегаем. Также не учитываются силы трения в шарнирах подвески лопасти.

5. Лопасть не зашвартована и висит на упоре ограничителя свеса, при этом расчётная схема соответствует балке с жестко заделанным левым концом и свободным правым.

Определение критической скорости потери устойчивости лопасти

Аэродинамическая нагрузка, действующая в сечении лопасти, является функцией прогибов лопасти и изменяется по азимуту поворота лопасти.

Это обстоятельство предопределяет необходимость рассмотрения задачи статической аэроупругой устойчивости лопасти несущего винта при воздействии ветра на стоянке.

Для решения поставленной задачи воспользуемся методом Эйлера, согласно которому для суждения об устойчивости упругой системы необходимо изучить возможность существования форм равновесия, смежных с исходной, при заданном значении параметра внешней нагрузки [3].

Изгиб лопасти при малых отклонениях от исходного состояния может быть описан широко известным дифференциальным уравнением следующего вида:

$$(EIy'')'' = Y_n. \quad (7)$$

Здесь EI — жёсткость лопасти на изгиб; Y_n — погонная аэродинамическая нагрузка; y — отклонение сечения лопасти от плоскости вращения несущего винта при деформациях.

Подставляя (6) в (7), получим уравнение статической аэроупругой устойчивости лопасти НВ для режима косо́й обдувки:

$$(EIy'')'' = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \alpha_r \cos\chi^2. \quad (8)$$

Функция y , согласно принятым допущениям, должна удовлетворять следующим граничным условиям:

$$\begin{aligned} y'' = 0, \quad y''' = 0 & \text{ при } r = R; \\ y = 0, \quad y' = 0 & \text{ при } r = 0. \end{aligned} \quad (9)$$

Для решения вопроса об устойчивости лопасти необходимо установить, существуют ли такие значения скоростного напора $q_{кр} = \rho V_{кр}^2 / 2$, при которых, кроме тривиального решения $y = 0$, дифференциальное уравнение (8) имеет другие решения, соответствующие искривлённой форме равновесия.

Критической будем называть скорость $V_{кр}$ (скоростной напор $q_{кр}$) потока, при которой исходная форма перестаёт быть устойчивой.

Прежде чем перейти к рассмотрению задачи аэроупругой устойчивости для неоднородной лопасти с переменными по длине параметрами, полезно получить решение для случая однородной лопасти, имеющей постоянные жесткостные и аэродинамические характеристики.

Предварительно произведя алгебраические и тригонометрические преобразования, введём обозначения:

$$w^3 = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \frac{\sin 2\chi}{2} \frac{1}{EI};$$

$$k^3 = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \alpha_{\text{жс}} \cos^2 \chi \frac{1}{EI}, \tag{10}$$

где

$$\alpha_{\text{жс}} = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \beta_0 \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta \alpha_{\nu}.$$

Тогда уравнение (8) для однородной лопасти примет вид

$$y^{IV} - w^3 y' = k^3. \tag{11}$$

Общее решение уравнения (11), равное сумме общего решения соответствующего однородного уравнения и частного решения неоднородного уравнения, имеет вид

$$y = C_1 + C_2 e^{wr} + C_3 e^{-\frac{1}{2}wr} \sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wr\right) + C_4 e^{-\frac{1}{2}wr} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wr\right) - \left(\frac{k}{w}\right)^3 r.$$

Подчиняя это решение граничным условиям (9), получим систему неоднородных алгебраических уравнений относительно постоянных C_1, C_2, C_3, C_4 :

$$\left\{ \begin{array}{l} C_1 + C_2 + C_4 = 0; \\ C_2 w + \frac{\sqrt{3}}{2} w C_3 - \frac{1}{2} w C_4 = \left(\frac{k}{w}\right)^3; \\ C_2 w^2 e^{wR} - \frac{C_3}{2} w^2 e^{-\frac{1}{2}wR} \times \\ \times \left[\sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wR\right) + \sqrt{3} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wR\right) \right] - \frac{C_4}{2} w^2 e^{-\frac{1}{2}wR} \times \\ \times \left[\cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wR\right) - \sqrt{3} \sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wR\right) \right] = 0; \\ C_2 w^3 e^{wR} + C_3 w^3 e^{-\frac{1}{2}wR} \sin\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wR\right) + \\ + C_4 w^3 e^{-\frac{1}{2}wR} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wR\right) = 0. \end{array} \right. \tag{12}$$

Запишем систему (12) в матричной форме $Ac = B$, тогда задача вычисления элементов обратной матрицы A^{-1} эквивалентна задаче решения системы уравнений $Ac = B$ при любых правых

частях B [4]. Из этого следует, что решение вопроса аэроупругой устойчивости лопасти под действием статического воздействия ветра определяется только общим решением однородного уравнения $y^{IV} - w^3 y' = 0$, т.е. аэродинамической нагрузкой, обусловленной лишь углами поворота сечений упругой оси лопасти.

Определитель, составленный из коэффициентов матрицы A , имеет вид

$$D = -w^6 \sqrt{3} e^{-\frac{1}{2}wR} \left[\frac{1}{2} e^{-\frac{1}{2}wR} + e^{wR} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2}wR\right) \right]. \tag{13}$$

Рассматривая систему (12) как систему однородных уравнений, имеющую ненулевое решение, получаем, что определитель (13) должен равняться нулю. Приравняв его к нулю, получим трансцендентное уравнение для параметра wR . Учитывая, что в случае передней стреловидности величина w отрицательна, так как угол стреловидности отрицателен, имеем

$$\frac{1}{2} e^{-\frac{1}{2}|wR|} + e^{|wR|} \cos\left(\frac{\sqrt{3}}{2}|wR|\right) = 0. \tag{14}$$

Численное решение уравнения (14) даёт корень $wR = -1.85$.

После подстановки найденного значения wR в (10) и разрешения полученного уравнения относительно критического скоростного напора, получим

$$q_{кр} = -\frac{6.33EI}{C_n^\alpha b R^3} \frac{2}{\sin 2\chi}. \tag{15}$$

При критическом скоростном напоре равновесие лопасти в исходном состоянии перестаёт быть устойчивым. В этом состоянии любое малое отклонение лопасти от исходного состояния равновесия, для линейной модели, приводит к неограниченному возрастанию прогибов, а следовательно, и нагрузок, действующих на лопасть.

Рассмотрение выражения (15) для критического скоростного напора позволяет сделать некоторые важные выводы качественного характера.

Видно, что при заданном направлении обдува вертолётá потеря устойчивости лопасти вертолётá возможна лишь при отрицательных значениях угла скольжения. В случае $\beta_{\text{жс}} = 0$ такие условия реализуются при положениях лопасти на азимутах $\psi > 90^\circ$ и $\psi < 270^\circ$, т.е. при положениях лопасти в

левом переднем секторе при обдуве с передней кромки или в правом переднем секторе при обдуве лопасти с задней кромки.

Критическая скорость (скоростной напор) имеет минимальное значение при $\chi = -45^\circ$:

$$q_{кр}^{\min} = \frac{12.66EI}{C_n^\alpha bR^3}. \quad (16)$$

Выражение для обобщающего параметра, характеризующего склонность лопасти к потере устойчивости при действии ветра, имеет вид

$$\delta_g = \frac{C_n^\alpha bR^3}{6EI}, \quad (17)$$

который можно назвать ветровым коэффициентом лопасти.

По своему физическому содержанию этот коэффициент определяет угол поворота упругой оси лопасти в концевом сечении при её нагружении погонной нагрузкой интенсивностью $C_n^\alpha b$. Заметим, что именно угол поворота упругой оси определяет дополнительную нагрузку при изгибе лопасти. Чем больше ветровой коэффициент δ_g , тем меньше критическая скорость.

Получим решение для лопасти с неоднородными параметрами. Учитывая, что критическая скорость зависит только от аэродинамической нагрузки, обусловленной лишь углами поворота сечений упругой оси лопасти, уравнение (8) запишем в виде

$$(EI(r)y''(r))'' - sC_n^\alpha(r)b(r)y'(r) = 0. \quad (18)$$

Здесь

$$s = \frac{\rho V^2}{2} \frac{\sin 2\chi}{2}. \quad (19)$$

Граничные условия (9) остаются прежними. Решение однородной краевой задачи для уравнения (18) может быть получено методом прямой итерации [5]. Для этого трижды проинтегрируем уравнение (18) с учётом граничных условий (9). Это даёт интегральное уравнение относительно производной

$$y' = s \int_0^r \frac{1}{EI(r)} \int_r^R \int_r^R C_n^\alpha(r)b(r)y'(r)dr^3, \quad (20)$$

являющееся эквивалентным дифференциальному уравнению (18). Собственные значения параметра s и соответствующие им собственные функции ин-

тегрального уравнения (20) удовлетворяют дифференциальному уравнению (18). Согласно процедуре итеративного метода, зададимся некоторой начальной функцией $\theta_1(r)$ углов поворота лопасти, удовлетворяющей граничным условиям (9). Подставляя эту функцию в правую часть интегрального уравнения (20) и вычисляя интеграл, получим

$$\theta_2(r) = s_1 \int_0^r \frac{1}{EI(r)} \int_r^R \int_r^R C_n^\alpha(r)b(r)\theta_1(r)dr^3.$$

Исходное приближение для параметра s_1 получим из условия нормирования функции $\theta_2(r)$ на конце лопасти: $\theta_2(R) = 1$.

Это даёт

$$s_1 = \frac{1}{F_1(R)},$$

где

$$F_1(R) = \int_0^R \frac{1}{EI(r)} \int_r^R \int_r^R C_n^\alpha(r)b(r)\theta_1(r)dr^3.$$

Для получения следующего приближения в правую часть уравнения (20) подставим нормированную функцию:

$$\bar{\theta}_2(r) = \frac{F_1(r)}{F_1(R)}.$$

Процесс продолжается до тех пор, пока приближения s_i и s_{i+1} не совпадут с требуемой точностью. Процесс итерации сходится к нормированной функции $\theta_{кр}$. В качестве функции $\theta_1(r)$ первого приближения, удобно использовать нормированную функцию углов поворота лопасти при изгибе под действием собственного веса.

Критический скоростной напор определяется из (19):

$$q_{кр} = -\frac{2s_{i+1}}{\sin 2\chi},$$

а критическая скорость определяется выражением

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2q_{кр}}{\rho}}.$$

Результаты расчёта критической скорости для лопасти вертолёта Ми-8 приведены на рис. 2.

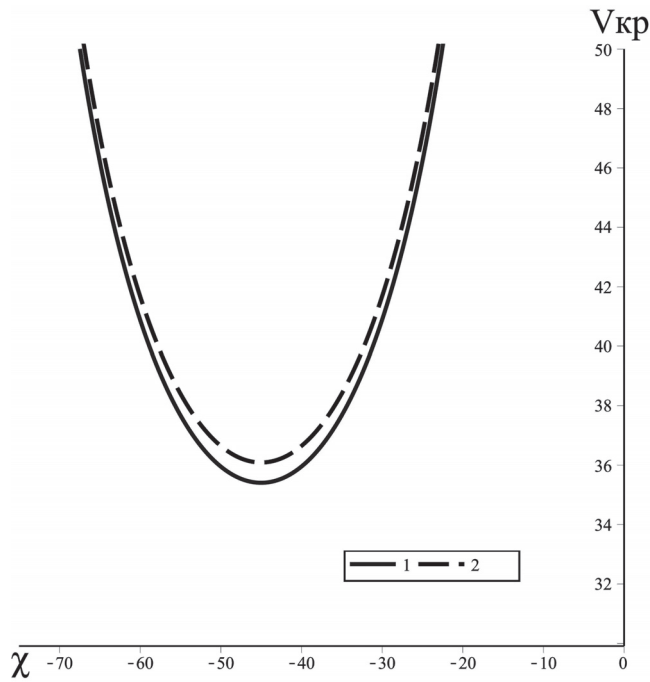


Рис. 2. Изменение критической скорости лопасти несущего винта вертолёта Ми-8 в зависимости от направления обдува: 1 — обдув с передней кромки; 2 — обдув с задней кромки

На рис. 2 видно, что зависимость критической скорости от направления обдува лопасти, определяемого углами скольжения χ , имеет весьма пологий минимум в области $\chi = -45^\circ$ ($\psi = 135^\circ$ при обдуве лопасти с передней кромки при $\beta_{ск} = 0$). Минимальное значение критической скорости для лопасти вертолёта Ми-8, соответствующее углу скольжения $\chi = -45^\circ$, составляет 35,4 м/с. Как показано в работе [1], подъёмная сила при $\chi = -90^\circ$ значительно меньше, чем при $\chi = 0, -30^\circ, -41.5^\circ, -60^\circ$, поэтому, как и следовало ожидать, критическая скорость на режимах обдувки лопасти с углами стреловидности $75^\circ < \chi \leq 90^\circ$ значительно выше её минимального значения при $\chi = -45^\circ$.

В заключение рассмотрим способ вычисления минимального значения критической скорости неоднородной лопасти, который не требует решения дифференциального уравнения (18).

При решении задачи для однородной лопасти был введён ветровой коэффициент лопасти δ_g . Из (16) и (17) видно, что минимальный критический скоростной напор может быть выражен через δ_g следующим образом:

$$q_{кр}^{min} = \frac{2.11}{\delta_g}. \tag{21}$$

Коэффициент δ_g , определяющий угол поворота концевое сечения лопасти, при нагружении её условной нагрузкой интенсивностью $C_n^\alpha b$, для однородной лопасти имеет вид (17).

Для неоднородной лопасти коэффициент δ_g , в соответствии с его физическим смыслом, получается интегрированием уравнения изгиба следующего вида:

$$(EIy'')'' = C_n^\alpha b,$$

при граничных условиях (9).

Интегрирование даёт:

$$y'(r) = \int_0^r \frac{1}{EI(r)} \int_r^R C_n^\alpha(r) b(r) dr^3.$$

Коэффициент δ_g равен $y'(r)$ при $r = R$. Имеем:

$$\delta_{в(неодн)} = \int_0^R \frac{1}{EI(r)} \int_r^R C_n^\alpha(r) b(r) dr^3. \tag{22}$$

Таким образом, для определения минимального критического скоростного напора неоднородной лопасти, имеющей переменные по длине аэродинамические и жесткостные характеристики, достаточно по (22) вычислить коэффициент δ_g и по (21) — критический скоростной напор, соответствующий $\chi = -45^\circ$. Проведённые расчёты подтверждают правомерность использования предложенного способа для определения минимального критического скоростного напора неоднородной лопасти. К тому же если в (22) положить EI, C_n^α, b постоянными по длине лопасти, то после интегрирования получим выражение (17). Значения ветрового коэффициента δ_g для лопасти несущего винта вертолёта Ми-8 составляет 0,002693.

Выводы

1. Установлено, что потеря устойчивости незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта под воздействием ветра возможна только на режимах косо обдувки с отрицательными углами скольжения — при расположении лопасти концом на встречу ветровому потоку.

2. Получены расчётные формулы для определения критических скоростей ветрового потока однородных и неоднородных лопастей в зависимости от угла скольжения — их азимутального положения. Минимальное значение критической скорости достигается при угле скольжения $\chi = -45^\circ$.

3. Для оценки характеристик устойчивости лопастей несущего винта вертолета под воздействием ветра предложен критерий δ_g — ветровой коэффициент лопасти.

Библиографический список

1. Павлов Л.С. Обтекание центральных сечений скользящего прямоугольного крыла потоком несжимаемой жидкости. — М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1974. — 26 с.
2. Радченко П.И. Круговая обдувка профиля НАСА 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ. — М.: Бюро науч. информации ЦАГИ, 1959. — 24 с.
3. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. — М.: Наука, 1967. — 984 с.
4. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. — 2-е изд., доп. — М.: Наука, 1966. — 576 с.
5. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. — М.: Стройиздат, 1982. — 448 с.
6. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов / Под редакцией Г.А. Колесникова. — М.: Машиностроение, 1993. — 544 с.
7. Смирнов А.И. Аэроупругая устойчивость летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1980. — 232 с.
8. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфман Р.Л. Аэроупругость / Перевод Э.И. Григолюка. — М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. — 801 с.
9. Фершинг Г. Основы аэроупругости. / Пер. с нем. К.Ф. Плитта. — М.: Машиностроение, 1984. — 600 с.
10. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. — М.: Наука, 1978. — 352 с.
11. Некрасов А.И. Теория крыла в нестационарном потоке. — М.-Л.: Изд-во Акад. наук СССР, 1947. — 258 с.
12. Тимошенко С.П. Прочность и колебания элементов конструкций. — М.: Наука, 1975. — 704 с.
13. Алфутов Н.А. Основы расчёта на устойчивость упругих систем. — М.: Машиностроение, 1978. — 311 с.
14. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродно Л.Н., Лейканд М.А. Вертолёты, расчёт и проектирование: в 2 томах. — М.: Машиностроение, 1966/1967. — (457+424) с.
15. Михеев Р.А. Прочность вертолётов: Учебник для авиационных специальностей вузов. — М.: Машиностроение, 1984. — 280 с.
16. Болотин В.В. Динамическая устойчивость упругих систем. — М.: Гостехтеоретиздат, 1956. — 600 с.
17. Фатеев Е.М. Ветро двигатели и ветроустановки. — М.: Гостехтеориздат, 1948. — 544 с.
18. Удалов С.Н. Возобновляемые источники энергии. — Новосибирск: НГТУ, 2014. — 459 с.
19. Артамонов Б.Л., Мойзых Е.И., Ивчин В.А. Моделирование кинематики управления лопастями шарнирного несущего винта вертолётa // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. №4. С. 5-16.
20. Павленко Н.С. Выбор параметров и методы обеспечения прочности бесподшипниковых, в том числе жестких, несущих винтов // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 2. С. 25-35.

STATIC STABILITY OF A HELICOPTER MAIN ROTOR FLEXIBLE BLADE AT THE PARKING AFFECTED BY WIND

Kargaev M.V.*, Mironenko L.A.

Moscow Helicopter Plant named after M.L. MiL,
26/1, Gorshenin str., Moscow region, Lyubertsy district, Tomilino, 140070, Russia
*e-mail: kargaev_mv@mail.ru

Abstract

The article is dedicated to the topical issue of helicopter design, namely static stability of an unmoored main rotor blade of a parked helicopter under the wind impact.

The article considers a general case when the wind velocity is directed at an angle to the helicopter

longitudinal axis. Velocities and angles of attack of the blocked main rotor's sections are being determined. The authors used experimental data on straight and oblique wings blow-down, as well as circular blow-down of the NACA 23012 profile while determining aerodynamic loads in the blade section, blown by wind flow.

The aerodynamic load, acting in the blade section, is a function of the blade curve, and changes according to the blade's rotation azimuth. Thus, while considering the issue of the blade static stability, the problems on determining the most insecure direction and maximum allowed wind speed of the unmoored main rotor blade under specified position of parked helicopter is solved.

The article considers the blade bending in the plane of least rigidity. The blade torsional deformations are not accounted for while loads determining. It is considered, that the helicopter has main rotor of a common type with hinge mount blades.

Firstly, the solution for the homogenous blade with constant stiffness and aerodynamic characteristics was obtained. The design equation determining the value of wind flow critical velocity in various azimuthal positions was derived. It was established the main rotor blade's stability loss under the wind impact was possible only with oblique blow-down with negative sideslip angles, i.e. when the blade tip position was directed against the wind flow. The wind flow critical velocity minimum value and its corresponding direction were determined. The authors suggest employing the wind coefficient of the blade as a generalized parameter characterizing the blade tendency to the stability loss under wind impact.

Further, the solution for the blade with inhomogeneous parameters was obtained. The value of wind flow critical velocities was obtained by two methods, such as method of straightforward iteration, as well as a method, employing the wind coefficient of the blade.

The article presents the result of the wind flow critical speed computation, performed for MI-8 helicopter main rotor blades, blown-down from the front and back edges.

Keywords: main rotor blade, wind loading, static stability, critical velocity pressure.

References

1. Pavlov L.S. *Obtekanie tsentral'nykh sechenii skol'zyashchego pryamougol'nogo kryla potokom neszhimaemoy zhidkosti* (Flow around the central sections of the sliding wing by an incompressible fluid flow), Moscow, TsAGI, 1974, 26 p.
2. Radchenko P.I. *Krugovaya obduvka profilya NACA 23012 v aerodinamicheskoi trube T-103N TsAGI* (Circular blowing of the profile NACA 23012 in the wind tunnel T-103N TSAGI), Moscow, TsAGI, 1959, 24 p.
3. Vol'mir A.S. *Ustoichivost' deformiruemykh sistem* (Stability of deformable systems), Moscow, Nauka, 1967, 984 p.
4. Gantmakher F.R. *Teoriya matrits* (Matrix theory), Moscow, Nauka, 1966, 576 p.
5. Bate K., Wilson E. *Chislennyye metody analiza i metod konechnykh elementov* (Numerical analysis methods and finite element method), Moscow, Stroiizdat, 1982, 448 p.
6. Kolesnikov G.A., Markov V.K., Mikhailyuk A.A. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* (Aircraft aerodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 544 p.
7. Smirnov A.I. *Aerouprugaya ustoichivost' letatel'nykh apparatov* (Aircraft aeroelastic stability), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 232 p.
8. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. *Aeroelasticity*. Dover Publications, Inc., Mineola, N.Y., 1996, 880 p.
9. Försching H.W. *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1974, 693 p.
10. Belotserkovskii S.M., Nisht M.I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh kryl'ev ideal'noi zhidkosti yu* (Separated and attached flow of thin wings by ideal fluid), Moscow, Nauka, 1978, 352 p.
11. Nekrasov A.I. *Teoriya kryla v nestatsionarnom potoke* (Theory of the wing in a nonstationary flow), Moscow—Leningrad, RAS, Pechatnyi dvor, 1947, 258 p.
12. Timoshenko S.P. *Prochnost' i kolebaniya elementov konstruksii* (Strength and vibrations of structural elements), Moscow, Nauka, 1975, 704 p.
13. Alfutov N.A. *Osnovy rascheta na ustoichivost' uprugikh sistem* (Elastic systems stability analysis fundamentals), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 311 p.
14. Mil' M.L., Nekrasov A.V., Braverman A.S., Grodno L.N., Leikand M.A. *Vertolety, raschet i proektirovanie* (Helicopters, calculation and design), Moscow, Mashinostroenie, 1966/1967, (457+424) p.
15. Mikheev R.A. *Prochnost' vertoletov* (Strength of helicopters), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 280 p.
16. Bolotin V.V. *Dinamicheskaya ustoichivost' uprugikh sistem* (Dynamic stability of elastic systems), Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo tekhniko-teoreticheskoi literatury, 1956, 600 p.
17. Fateev E.M. *Vetrodvigateli i vetroustanovki* (Windmills and wind turbines), Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo sel'skokhozyaistvennoi literatury, 1948, 544 p.
18. Udalov S.N. *Vozobnovlyаемые istochniki energii* (Renewable sources of energy), Novosibirsk, NGTU, 2014, 459 p.
19. Artamonov B.L., Moizykh E.I., Ivchin V.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 4, pp. 5-16.
20. Pavlenko N.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 25-35.