

РАСЧЁТ ИЗГИБНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В НЕЗАШВАРТОВАННОЙ ЛОПАСТИ ВЕРТОЛЁТА, ОБДУВАЕМОЙ ВЕТРОВЫМ ПОТОКОМ

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

Излагается метод расчёта изгибных напряжений в незашвартованной лопасти вертолёта, обдуваемой ветровым потоком. Получены удобные расчётные формулы для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений) непосредственно через их значения для «жёсткой» лопасти. Решение построено на основе коэффициента увеличения нагрузки, что позволяет избежать необходимости прямого интегрирования исходного уравнения. Приведены результаты расчётов, проделанных для лопастей несущего винта вертолёта Ми-8.

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

Одной из главных проблем, стоящих перед конструктором при создании вертолёта, по-прежнему остается обеспечение прочности лопасти несущего винта. При создании несущих винтов большого диаметра эта проблема решается особенно тяжело. Нагрузки, при которых происходит разрушение, появляются остаточные деформации или нарушается функционирование лопасти, должны быть больше, чем максимальные нагрузки, возможные в эксплуатации. Прежде, при проектировании лопасти несущего винта, в части обеспечения статической прочности ограничивались её расчётом под действием сил собственного веса. При этом в эксплуатации вертолётов возникают случаи повреждения агрегатов несущего и рулевого винтов после воздействия штормового ветра.

Для лопастей несущего винта возможны случаи: изгиба лонжерона с появлением остаточных деформаций, вплоть до его разрушения; появления гофров на хвостовых отсеках; касания лопастью земли или хвостовой балки вертолёта. Перечисленные явления оказываются возможными из-за малой собственной жёсткости лопастей несущего винта, что делает их весьма чувствительными к ветровому нагружению. Конструкторам при проектировании винтокрылых летательных аппаратов необходимо принимать меры по обеспечению защиты от воздействий ветрового потока.

Согласно пункту 29.675 b рекомендательного циркуляра АС 29-2С [1], в котором даются процедуры определения соответствия требованиям норм

лётной годности АП-29 [2], при проектировании несущей системы необходимо избегать перегрузок упоров и лопастей в условиях порывов ветра на стоянке или потока от несущего винта близко вращающего винтокрылого аппарата.

В [3] определены наиболее опасные направления и минимальные критические скорости ветрового потока для незашвартованной лопасти несущего винта при заданном положении вертолёта на стоянке. Они реализуются на режимах косоугольной обдувки с отрицательными углами скольжения — при расположении лопасти концом навстречу ветровому потоку. Минимальное значение критической скорости достигается при угле скольжения -45° . Поэтому повышенных значений напряжений следует ожидать именно при данных положениях лопасти.

Постановка задачи

Будем определять напряжения в незашвартованной лопасти заторможенного несущего винта при обдуве вертолёта, находящегося на стоянке, горизонтальным ветровым потоком. Аналогично [3] рассмотрим случай, когда скорость ветрового потока направлена под углом к продольной оси вертолёта.

Положение лопасти определяется азимутальным углом, отсчитываемым по направлению вращения винта, при этом его нулевое значение соответствует положению лопасти вдоль продольной оси вертолёта концом назад. Схема обтекания лопасти несущего винта показана на рис. 1.

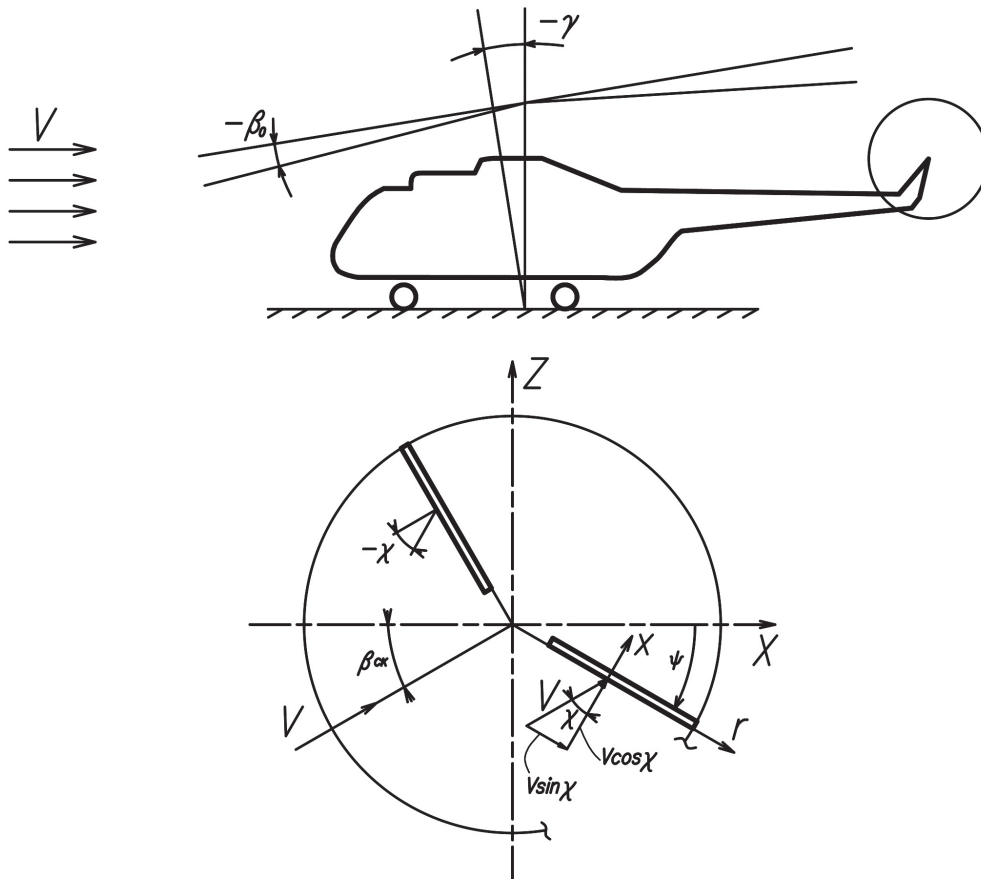


Рис. 1. Схема обтекания лопасти несущего винта при обдуве вертолѐта

Как и в [3], диапазон изменения азимутального угла ограничим областью от 0 до 180°, отсчитывая его по направлению вращения винта при рассмотрении режимов обдува лопасти с передней кромки и против направления вращения винта при рассмотрении режимов обдува лопасти с задней кромки. При этом угол скольжения будет изменяться от 90 до -90°.

Основные допущения, используемые при расчете напряжений

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

Кроме того, используем следующие допущения:

1. Ветер рассматривается как установившийся плоскопараллельный горизонтальный поток.
2. Зависимость $C_n = f(\alpha_r)$, аппроксимируется кусочно-линейной характеристикой:

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

Значения критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и максимального коэффициента нормальной силы, согласно [4], увеличиваются пропорционально множителю $1/\cos^2 \chi$.

3. В соответствии с гипотезой плоских сечений угол скоса потока $\Delta\alpha_r$ равен своей средней по размаху величине и постоянен вдоль лопасти [5].

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

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

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

7. Лопасть не зашвартована и висит на упоре ограничителя свеса, при этом расчѐтная схема соответствует балке с жѐстко заделанным левым концом и свободным правым.

Расчёт напряжений в лопасти при статическом воздействии ветра

Установленное в [3] существование явления потери устойчивости при изгибе лопасти под воздействием ветра, а также тот факт, что расчётные критические скорости оказались относительно небольшими, подтверждают необходимость расчёта напряжений в лопасти, подверженной ветровому воздействию.

Изгиб лопасти несущего винта в плоскости взмаха описывается широко известным дифференциальным уравнением следующего вида:

$$(EIy'')'' = Y_n - mg. \quad (1)$$

Здесь EI — жесткость лопасти на изгиб;

m — погонная масса лопасти;

Y_n — погонная аэродинамическая сила;

y — величина отклонения элемента лопасти от плоскости вращения несущего винта при деформациях.

Аэродинамическая сила Y_n зависит от деформаций лопасти и изменяется по азимуту поворота лопасти. Погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости взмаха при кривой обдувке, согласно [3], определяется по выражению

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

Здесь V — скорость ветрового потока;

b — хорда лопасти;

C_n^α — производная коэффициента нормальной подъемной силы по углу атаки;

α_r — угол атаки профиля лопасти в плоскости, перпендикулярной упругой оси лопасти,

$$\alpha_r = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \Delta\varphi_{кр} + (\theta_y + \beta_0) \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta\alpha_v,$$

где θ_0 — угол «общего шага» лопастей винта;

θ_1, θ_2 — синусная и косинусная гармоники изменения угла установки лопасти по азимуту;

ψ — азимут лопасти;

$\Delta\varphi_{кр}$ — геометрическая крутка лопасти;

θ_y — угол поворота сечений упругой оси лопасти;

β_0 — угол свеса лопасти на упоре горизонтального шарнира;

$\beta_{ск}$ — угол между направлением ветрового потока и продольной осью вертолёта;

γ — угол наклона вала несущего винта в продольном направлении;

χ — угол скольжения лопасти,

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

Выражение для погонной аэродинамической силы получено для общего случая и может быть использовано при обдувке лопасти как с передней кромки, так и с задней. Для вычисления углов атаки сечений при обдувке лопасти с задней кромки достаточно поменять знаки углов относительной крутки лопасти, а также угла установки профиля на обратные.

Подставляя выражение (2) в правую часть выражения (1) и производя алгебраические преобразования, получим следующее дифференциальное уравнение изгиба лопасти:

$$(EIy'')'' - wy' \operatorname{tg} \chi = w\alpha_{ж} - mg, \quad (3)$$

где

$$w = \frac{\rho V^2}{2} C_n^\alpha b \cos \chi^2;$$

$\alpha_{ж}$ — угол атаки гипотетической «жесткой» лопасти, прогибы которой не изменяют углов атаки сечений,

$$\alpha_{ж} = \theta_0 - \theta_1 \sin \psi - \theta_2 \cos \psi + \Delta\varphi_{кр} + \beta_0 \operatorname{tg} \chi - \gamma \frac{\cos \psi}{\cos \chi} - \Delta\alpha_v.$$

Уравнение (3) допускает понижение порядка заменой переменной $\theta = y'$, после чего уравнение (3) примет вид:

$$(EI\theta')'' - w\theta \operatorname{tg} \chi = w\alpha_{ж} - mg. \quad (4)$$

Уравнение (4) представляет собой линейное неоднородное уравнение третьего порядка с переменными коэффициентами, для решения его применим метод Б.Г. Галеркина [6]. Представим функцию θ углов поворота упругой оси лопасти в виде суммы некоторого числа тонов:

$$\theta = \sum_j \delta_j \theta^{(j)}. \quad (5) \quad \text{где}$$

Здесь $\theta^{(j)}$ — функция углов поворота оси лопасти j -й формы изгиба лопасти;

δ_j — коэффициент деформаций лопасти, определяющий деформацию лопасти по j -му тону.

Подставим выражение (5) в (4), все члены уравнения (4) поочередно умножим на $\theta^{(j)}$ (где $j = 0, 1, 2, \dots, n$) и проинтегрируем по радиусу. В силу ортогональности форм изгиба лопасти уравнение (4) распадается на n независимых уравнений вида

$$\Pi_j \delta_j = A_j. \quad (6)$$

Здесь

$$\Pi_j = \int_0^R (EI \theta^{(j)'})'' \theta^{(j)} dr - \int_0^R w \theta^{(j)2} \text{tg} \chi dr;$$

$$A_j = \int_0^R w \alpha_{ж} \theta^{(j)} dr - \int_0^R mg \theta^{(j)} dr.$$

Известно, что величины, входящие в уравнение (6), имеют определенный физический смысл. Величина Π_j представляет собой потенциальную энергию, накопленную лопастью при её изгибе по форме j -го тона; интегралы A_j , стоящие в правой части уравнения (6), — алгебраическая сумма работ аэродинамической силы и сил собственного веса.

Разрешая уравнение (6) относительно коэффициента деформации δ_j , получим

$$\delta_j = \frac{A_j}{\Pi_j} = \frac{\int_0^R w \alpha_{ж} \theta^{(j)} dr - \int_0^R mg \theta^{(j)} dr}{\int_0^R (EI \theta^{(j)'})'' \theta^{(j)} dr - \int_0^R w \theta^{(j)2} \text{tg} \chi dr}. \quad (7)$$

Из (7) видно, что коэффициент δ_j зависит от направления и величины скорости ветрового потока. В [3] показано, что при критическом значении скорости ветрового потока наступает статическая потеря устойчивости лопасти. Здесь условием потери устойчивости является обращение знаменателя выражения (7) в ноль. Это равенство дает

$$\int_0^R (EI \theta^{(j)'})'' \theta^{(j)} dr - \int_0^R w_{кр} \theta^{(j)2} \text{tg} \chi dr = 0, \quad (8)$$

$$w_{кр} = q_{кр} C_n^\alpha b \cos \chi^2. \quad (9)$$

Но критический скоростной напор при заданном направлении обдува согласно [3] определяется выражением

$$q_{кр} = -q_{кр}^{\min} \frac{1}{\sin 2\chi}, \quad (10)$$

где $q_{кр}^{\min}$ — минимальное значение критического скоростного напора.

Подставляя (9) в (8), с учетом (10) получим

$$\int_0^R C_n^\alpha b \theta^{(j)2} dr = -\frac{2}{q_{кр}^{\min}} \int_0^R (EI \theta^{(j)'})'' \theta^{(j)} dr. \quad (11)$$

Подстановка выражения (11) в (7) дает

$$\delta_j = \frac{\int_0^R w \alpha_{ж} \theta^{(j)} dr - \int_0^R mg \theta^{(j)} dr}{\left(1 + \frac{q \sin 2\chi}{q_{кр}^{\min}}\right) \int_0^R (EI \theta^{(j)'})'' \theta^{(j)} dr}. \quad (12)$$

Обратимся к уравнению изгиба гипотетической «жесткой» лопасти, прогибы которой не изменяют углов атаки сечений. Исключив из уравнения (4) член, содержащий θ , получим

$$(EI \theta_{ж}')'' = w \alpha_{ж} - mg, \quad (13)$$

где

$$\theta_{ж} = \sum_j \delta_{жj} \theta^{(j)}. \quad (14)$$

Проделявая аналогичные для (4) выкладки, получим следующее выражение для коэффициента деформации «жесткой» лопасти:

$$\delta_{жj} = \frac{\int_0^R w \alpha_{ж} \theta^{(j)} dr - \int_0^R mg \theta^{(j)} dr}{\int_0^R (EI \theta^{(j)'})'' \theta^{(j)} dr}. \quad (15)$$

Сравнивая (12) и (15), получим следующее важное соотношение:

$$\delta_j = \frac{\delta_{жj}}{1 + \frac{q \sin 2\chi}{q_{кр}^{\min}}}. \quad (16)$$

Отметим, что знак второго слагаемого в выражении (16) определяется знаком угла скольжения χ , т.е. направлением обдува лопасти. Для режимов обдува с отрицательным углом χ знаменатель при возрастании скоростного напора уменьшается и при $q = q_{кр}^{min} / \sin 2\chi$ обращается в ноль. В этом случае деформации упругой лопасти по сравнению с деформациями «жесткой» лопасти возрастают и в пределе, при скоростном напоре, соответствующем минимальному критическому на заданном χ , обращаются в бесконечность. Для режимов обдува с положительными углами скольжения наблюдается обратная картина — упругость лопасти уменьшает деформации.

Полученное соотношение (16) позволяет избежать необходимости интегрирования исходного уравнения (3).

Введем понятие *коэффициент увеличения нагрузки*:

$$K_B = \frac{\delta_j}{\delta_{ж_j}} = \frac{1}{1 + \frac{q \sin 2\chi}{q_{кр}^{min}}}. \quad (17)$$

Этот коэффициент показывает, во сколько раз действительный прогиб упругой лопасти больше (меньше) прогиба, полученного при условии пренебрежения дополнительными аэродинамическими нагрузками, обусловленными упругими деформациями лопасти.

Тогда можно записать:

$$\delta_j = K_B \delta_{ж_j}. \quad (18)$$

Подставляя (18) в (4), с учетом (14) получим

$$\theta = K_B \sum_j \delta_{ж_j} \theta^{(j)} = K_B \theta_{ж}, \quad (19)$$

где $\theta_{ж}$ — функция углов поворота упругой оси «жесткой» лопасти, являющаяся решением уравнения (13).

Трижды проинтегрировав уравнение (13), получим:

$$\theta_{ж} = \frac{\rho V^2}{2} \cos \chi^2 \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^R \int_r^R C_n^\alpha b \alpha_{ж} dr^3 - \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^R \int_r^R mg dr^3. \quad (20)$$

Зная, что $\theta = y'$, $M = EIy'' = EI\theta'$, с учётом (19) получим:

$$y = K_B y_{ж}, \quad M = K_B M_{ж},$$

где

$$y_{ж} = \frac{\rho V^2}{2} \cos \chi^2 \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^R \int_r^R C_n^\alpha b \alpha_{ж} dr^4 - \int_0^r \frac{1}{EI} \int_r^R \int_r^R mg dr^4; \quad (21)$$

$$M_{ж} = \frac{\rho V^2}{2} \cos \chi^2 \int_r^R \int_r^R C_n^\alpha b \alpha_{ж} dr^2 - \int_r^R \int_r^R mg dr^2.$$

Таким образом, получены выражения для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений $\sigma = M/W$, W — момент сопротивления изгибу сечения) непосредственно через их значения для «жесткой» лопасти.

Результаты расчета

По изложенной методике проведены расчёты изгибающих моментов в заделке лопасти вертолёта Ми-8 в зависимости от угла скольжения при обдуве вертолёта спереди вдоль его продольной оси, с учётом и без учёта влияния упругих деформаций на распределение аэродинамической нагрузки, при нейтральном положении кольца автомата перекося.

Результаты расчётов приведены на рис. 2 и 3, где 1 — изгиб лопасти под собственным весом; 2 — обдув с задней кромки упругой лопасти; 3 — обдув с задней кромки «жесткой» лопасти; 4 — обдув с передней кромки упругой лопасти; 5 — обдув с передней кромки «жесткой» лопасти.

Общим для обоих случаев является то, что как при учёте, так и без учёта упругости зависимость $M = f(\chi)$ при положительном угле установки «общего шага» симметрична относительно азимута $\psi = 180^\circ$ аналогичной зависимости при отрицательном угле установки. Различие в величине углов установки, для которых наблюдается количественное равенство экстремумов этих зависимостей, обусловлено наличием крутки лопасти.

Как видно, упругость вносит существенные изменения в картину распределения изгибающих моментов. Особенность состоит в том, что для упругой лопасти, по сравнению с «жесткой», максимумы кривой $M = f(\chi)$ возрастают незначительно, в то время как минимумы резко убывают. При этом последние сдвигаются в область углов скольжения $\chi = -45^\circ$, которым соответствуют азимуты $\psi = 135^\circ$ при отрицательных углах установки «общего шага» и $\psi = 225^\circ$ — при положительных. По мере возра-

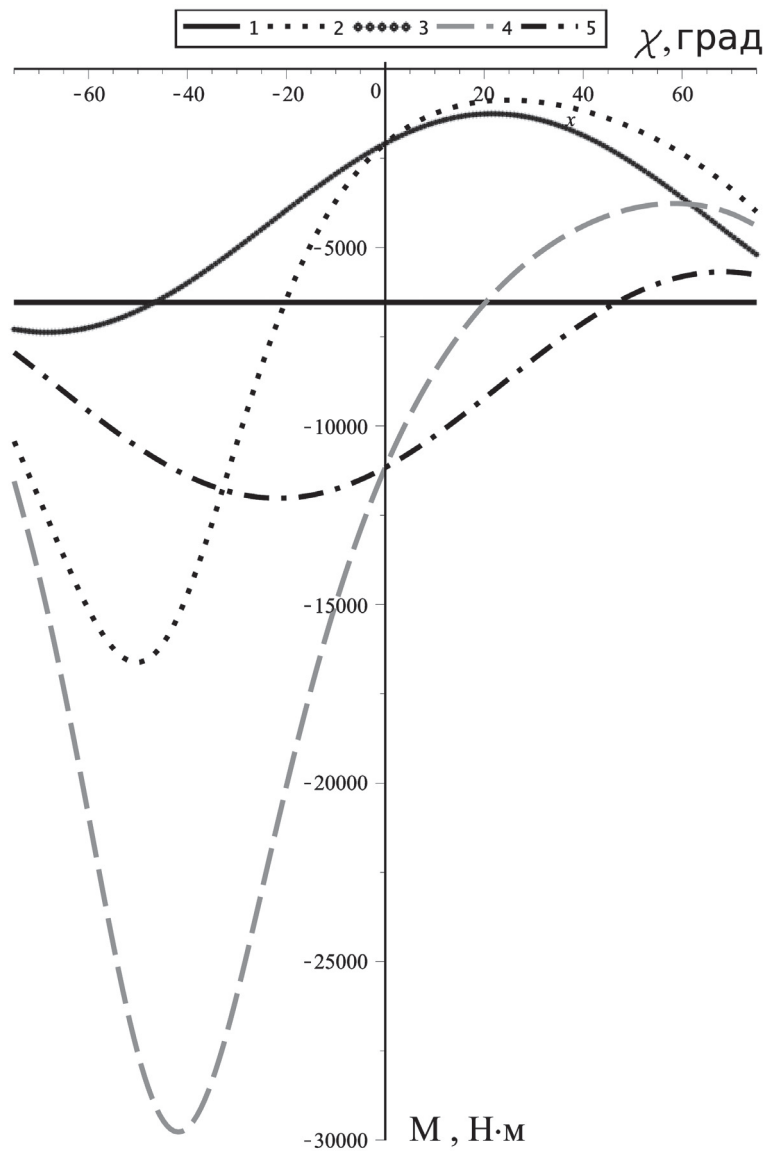


Рис. 2. Изменение изгибающего момента в заделке лопасти при $\theta_0 = -5^\circ$; $V = 28$ м/с

стания скорости потока указанная закономерность проявляется сильнее.

Из рис. 2 и 3 также видно, что опасными по условию обеспечения прочности лопасти являются режимы косой обдувки при отрицательных углах скольжения, близких к $\chi = -45^\circ$. Выполненные по предложенной методике расчёты показали, что напряжения от ветрового нагружения превосходят напряжения от действия сил собственного веса лопасти и, следовательно, должны учитываться при её проектировании. Распределения напряжений по радиусу лопасти, полученные при угле скольжения $\chi = -45^\circ$, приведены на рис. 4 и 5 (обозначение кривых сохранено).

Полученные на основе решения линейной задачи результаты дают достаточно полную картину особенностей поведения лопасти несущего винта

при статическом ветровом воздействии. Однако для получения более точных количественных результатов требуется рассмотрение нелинейной задачи. Это связано с необходимостью учёта различного рода нелинейностей, появляющихся при больших прогибах лопасти.

Выводы

1. Предложена методика расчёта изгибных напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке в условиях штормового ветра.

2. Определён коэффициент увеличения нагрузки, на основе которого построено решение, позволяющее избегать необходимости прямого интегрирования исходного дифференциального уравнения изгиба лопасти под воздействием ветра.

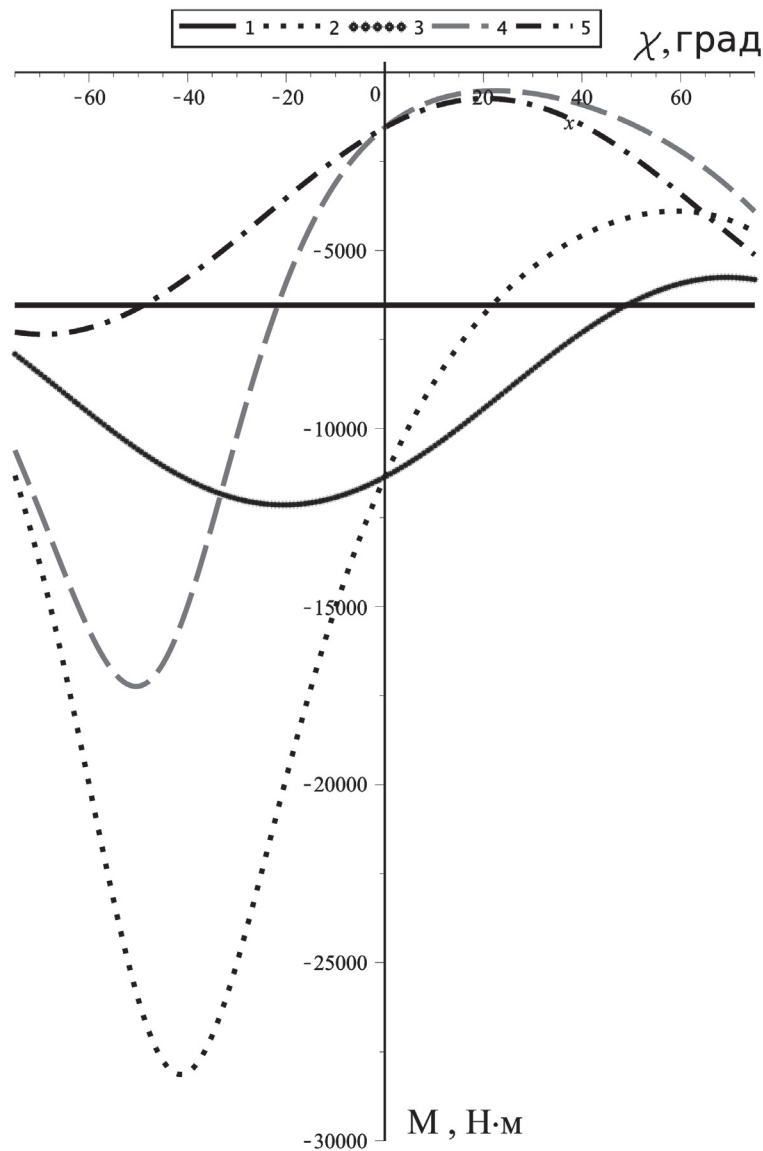


Рис. 3. Изменение изгибающего момента в заделке лопасти при $\theta_0 = 5^\circ$; $V = 28$ м/с

3. Получены выражения, удобные для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений) непосредственно через их значения для «жёсткой» лопасти.

Библиографический список

1. Advisory circular 29-2C. Certification of transport category rotorcraft (Changes 1 — 7 incorporated). — US Department of Transportation, 2016, 1390 p.
2. Авиационные правила. Ч. 29. — М.: Авиаиздат, 2003. — 130 с.
3. Каргаев М.В., Мироненко Л.А. Статическая устойчивость незашвартованных лопастей несущего винта вертолета, находящегося на стоянке под воздействием ветра // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 43-51.
4. Павлов Л.С. Обтекание центральных сечений скользящего прямоугольного крыла потоком несжимаемой жидкости. — М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1974. — 26 с.
5. Колесников Г.А., Марков В.К., Михайлюк А.А. и др. Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник для вузов / Под ред. Г.А. Колесникова. — М.: Машиностроение, 1993. — 544 с.
6. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолёты, расчёт и проектирование: В 2 т. — М.: Машиностроение, 1966/1967. — (457+424) с.
7. Радченко П.И. Круговая обдувка профиля NASA 23012 в аэродинамической трубе Т-103Н ЦАГИ. — М.: Бюро науч. информации ЦАГИ, 1959. — 24 с.
8. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. В 2 ч.: Учеб. пособие для бакалавриата и магистратуры. — 3-е изд., стер. — М.: Юрайт, 2018. — (526+480) с.
9. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. — 2-е изд., доп. — М.: Наука, 1966. — 576 с.
10. Бате К., Вилсон Е. Численные методы анализа и метод конечных элементов. — М.: Стройиздат, 1982. — 448 с.

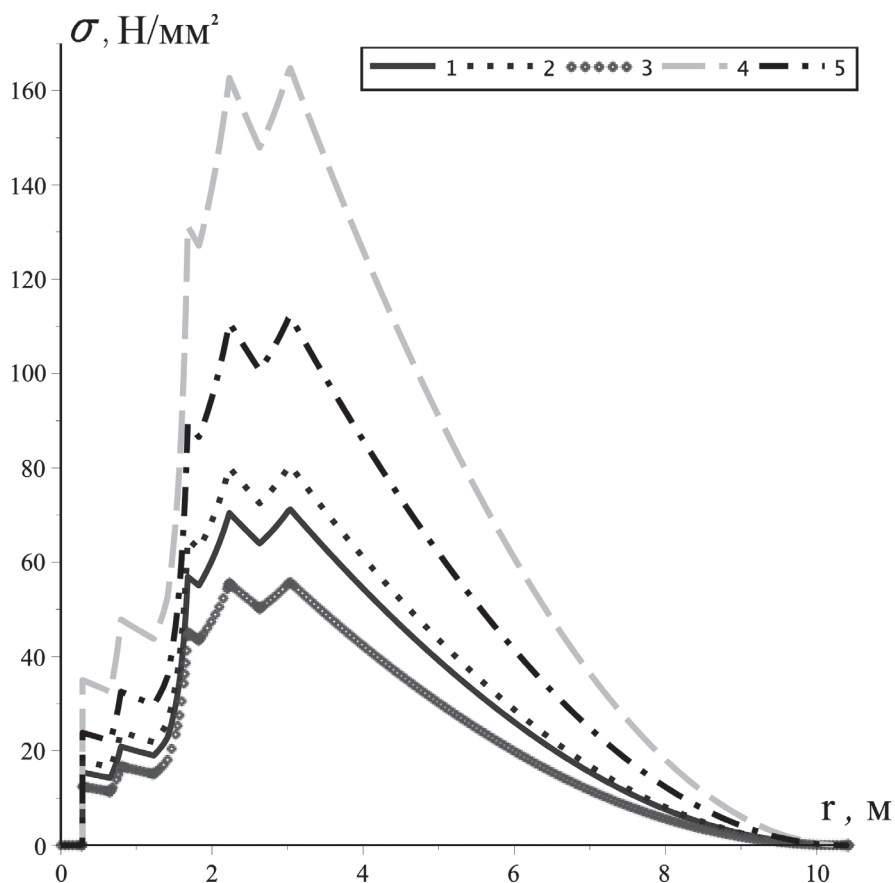


Рис. 4. Распределения изгибных напряжений по длине лопасти при $\theta_0 = -10^\circ$; $V = 28$ м/с

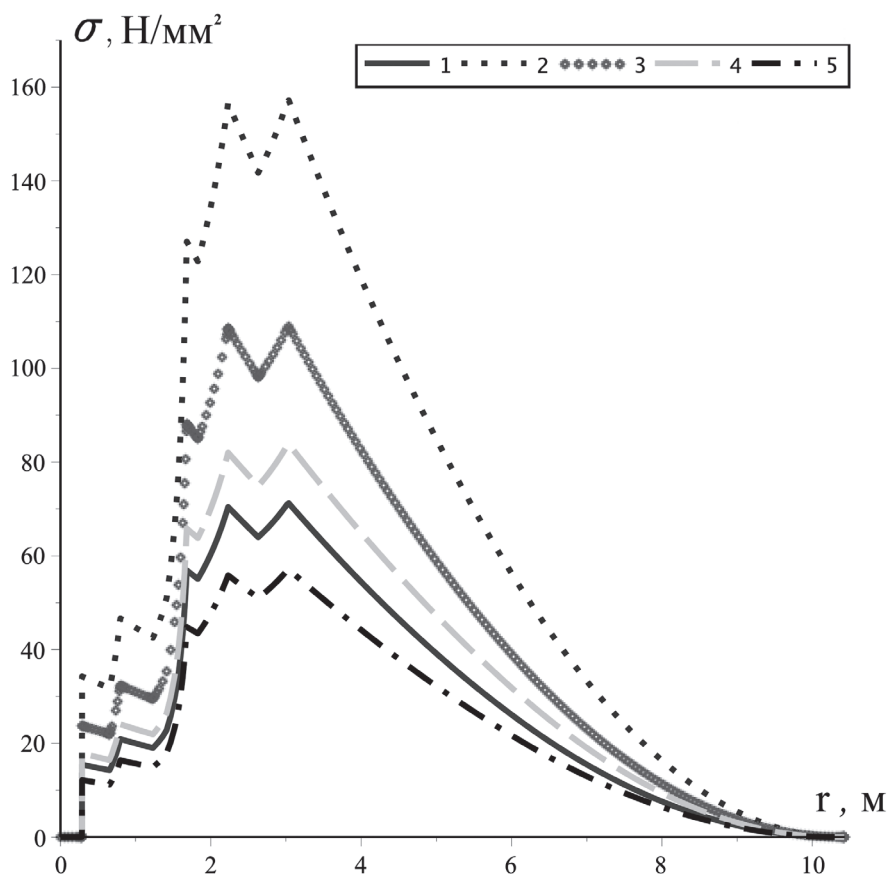


Рис. 5. Распределения изгибных напряжений по длине лопасти при $\theta_0 = 10^\circ$; $V = 28$ м/с

11. Смирнов А.И. Аэроупругая устойчивость летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1980. — 232 с.
12. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфман Р.Л. Аэроупругость / Пер. Э.И. Григолюка. — М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. — 801 с.
13. Фершинг Г. Основы аэроупругости / Пер. с нем. К.Ф. Плитта. — М.: Машиностроение, 1984. — 600 с.
14. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. — М.: Наука, 1978. — 352 с.
15. Некрасов А.И. Теория крыла в нестационарном потоке. — М.-Л.: Изд-во Акад. наук СССР в Мск.; «Печат. двор» в Лгр., 1947. — 258 с.
16. Тимошенко С.П. Прочность и колебания элементов конструкций. — М.: Наука, 1975. — 704 с.
17. Алфутов Н.А. Основы расчёта на устойчивость упругих систем. — М.: Машиностроение, 1978. — 311 с.
18. Михеев Р.А. Прочность вертолётов: Учебник для авиационных специальностей втузов. — М.: Машиностроение, 1984. — 280 с.
19. Болотин В.В. Динамическая устойчивость упругих систем. — М.: Гостехтеориздат, 1956. — 600 с.
20. Фатеев Е.М. Ветродвигатели и ветроустановки. — М.: Государственное издательство сельскохозяйственной литературы, 1948. — 544 с.
21. Удалов С.Н. Возобновляемые источники энергии. — Новосибирск: НГТУ, 2014. — 459 с.
22. Артамонов Б.Л., Мойзых Е.И., Ивчин В.А. Моделирование кинематики управления лопастями шарнирного несущего винта вертолёта // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. №4. С. 5-16.

BENDING STRESSES COMPUTATION IN A HELICOPTER UNMOORED ROTOR BLADE BLOWN ABOUT BY THE WIND FLOW

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

Ensuring the main rotor blade strength remains as before one of the main problems, the designer faces while developing a helicopter. Heretofore, at the main rotor blade design in a part of static strength ensuring, the designers confined themselves to its computing under the impact of a force of its own weight. While a helicopter operation thereat, the damages of the main and tail rotor units occur after the storm wind impact.

For the main rotor blades, the following situations are possible: the blade spar bending with residual deformation occurrence down to its destruction; corrugation occurrence at the tail sections; the blade contact with ground or the helicopter tail beam. The above said phenomena prove to be possible due to the small inherent rigidity of the rotor blades, which makes them rather sensitive to the wind loading. The designers should take measures on the wind-flow impact protection ensuring while developing rotary wing aircraft.

According to the 29.675 b item of the AC 29-2C recommendation circular, which gives procedures for determining compliance with the requirements of the AP-29 airworthiness standards, when designing the carrier system, it is necessary to avoid overloading the stops and blades in conditions of wind gusts in the parking lot, or from the rotary wing aircraft's main rotor, taxiing nearby.

The article presents a method for computing flexural stresses in an unmoored blade of a helicopter, blown over by a wind flow. It consists in determining the positions of the elastic axis points of the idealized blade model. These positions fully determine the shape of deformations and, hence, the magnitude of flexural stresses acting in the blade. The initial equation of the blade bending by a wind loading in a linear setting by the Galerkin method is reduced to an equation relative to an unknown deformation coefficient. This coefficient is determined under the condition of neglecting the additional aerodynamic loadings stipulated by the blade elastic deformations, and with their accounting for. The load increase factor was determined from comparing the obtained relations comparison, on which basis the solution allowing avoid the direct integration of the initial equation was obtained.

The equations are presented in a form convenient for numerical determination of the elastic axis points' positions of the blade, slope angles and bending moments (stresses). Computation results for the rotor blades of the Mi-8 helicopter are presented. It was shown, that accounting for elasticity introduces significant changes in the bending moments (stresses) distribution along the angle of the blade azimuthal position, which determines the direction of its blow over.

Keywords: main rotor blade, wind loading, static strength, critical dynamic pressure.

References

1. *Advisory circular 29-2C. Certification of transport category rotorcraft.* US Department of Transportation, 2016, 1389 p.
2. *Aviatsionnye pravila Chast' 29* (Aviation regulations part 29), Moscow, Aviaizdat, 2003, 130 p.
3. Kargaev M.V., Mironenko L.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 43-51.
4. Pavlov L.S. *Obtekanie tsentral'nykh sechenii skol'zhashchego pryamougol'nogo kryla potokom neszhimamoj zhidkosti* (Flow-around of sliding wing central sections by an incompressible fluid flow), Moscow, TsAGI, 1974, 26 p.
5. Kolesnikov G.A., Markov V.K., Mikhailiuk A.A. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* (Aircraft aerodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 544 p.
6. 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.
7. Radchenko P.I. *Krugovaya obduvka profilya NACA 23012 v aerodinamicheskoi trube T-103N TsAGI* (Circular blowing of the NACA 23012 profile in the T-103N TsAGI wind tunnel), Moscow, TsAGI, 1959, 24 p.
8. Volmir A.S. *Stability of deformable systems*, NASA, AD 628 508, 1965.
9. Gantmacher F.R. *The Theory of Matrices* (2 Volumes). New York, American Mathematical Society Chelsea Publishing Company, 1959, (337+276) p.
10. Bathe K.-J., Wilson E.L. *Numerical methods in finite element analysis*. Prentice-Hall Inc., Englewood Cliffs, N.J., 1976, 319 p.
11. Smirnov A.I. *Aerouprugaya ustoychivost' letatel'nykh apparatov* (Aircraft aeroelastic stability), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 232 p.
12. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. *Aeroelasticity*. Dover Publications, Inc., Mineola, N.Y., 1996, 880 p.
13. Försching H.W. *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1974, 693 p.
14. Belotserkovskii S.M., Nisht M.I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh kryl'ev ideal'noi zhidkost'yu* (Stalling and non-stalling flow about a thin wing by the ideal fluid), Moscow, Nauka, 1978, 352 p.
15. Nekrasov A.I. *Teoriya kryla v nestatsionarnom potoke* (Theory of a wing in non-stationary flow), Moscow–Leningrad, RAS, Pechatnyi dvor, 1947, 258 p.
16. Timoshenko S.P. *Prochnost' i kolebaniya elementov konstruksii* (Structural elements strength and vibration), Moscow, Nauka, 1975, 704 p.
17. Alfutov N.A. *Osnovy rascheta na ustoychivost' uprugikh sistem* (Elastic systems stability analysis fundamentals), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 311 p.
18. Mikheev R.A. *Prochnost' vertoletov* (Helicopters strength), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 280 p.
19. Bolotin V.V. *Dinamicheskaya ustoychivost' uprugikh sistem* (Dynamic stability of elastic systems), Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo tekhniko-teoreticheskoi literatury, 1956, 600 p.
20. Fateev E.M. *Vetrodvigateli i vetroustanovki* (Windmills and wind turbines), Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo sel'skokhozyaistvennoi literatury, 1948, 544 p.
21. Udalov S.N. *Vozobnovlyаемые istochniki energii* (Renewable energy sources), Novosibirsk, NGTU, 2014, 459 p.
22. Artamonov B.L., Moizykh E.I., Ivchin V.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 4, pp. 5-16.