

РАСЧЕТ НАПРЯЖЕНИЙ В ЛОПАСТИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА НА БАЗЕ НЕЛИНЕЙНОЙ МОДЕЛИ НАГРУЖЕНИЯ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ ВОЗДЕЙСТВИИ ВЕТРА

Каргаев М.В.

*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*

Статья поступила в редакцию 13.04.2019

Излагается метод расчёта изгибных напряжений в зашвартованной и незашвартованной лопасти вертолёт, обдуваемой ветровым потоком. Получена простая в реализации вычислительная схема решения исходного нелинейного уравнения нагружения лопасти на основе метода последовательных возмущений параметров В.В. Петрова. Приведены результаты расчётов для лопастей несущего винта вертолёт типа Ми-8.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, ветровое нагружение, статическая прочность, метод последовательных возмущений параметров.

Актуальной проблемой практики эксплуатации вертолетов является снижение уровня нагруженности и предупреждение повреждения лопастей и других агрегатов несущего винта вертолёт при воздействии ветра на стоянке [1, 22]. Ранее проведенными исследованиями было установлено [3, 4], что вследствие ряда особенностей аэроупругих характеристик невращающиеся лопасти весьма чувствительны к ветровому воздействию. Уровень нагрузок, действующих на лопасть на стоянке, соизмерим с нагрузками, действующими в полете.

В настоящее время на всех вертолетах, находящихся в эксплуатации, применяется гибкая швартовка лопастей несущего винта в виде капроновой ленты (троса), один конец которой прикрепляется к узлу на лопасти, расположенному обычно в концевом сечении, а другой — к швартовочному узлу на фюзеляже или шасси вертолёт. При швартовке согласно инструкции предусмотрено некоторое предварительное натяжение ленты, создающее дополнительную деформацию лопасти на величину, составляющую 5...10% от статической деформации под действием собственной массы лопасти. Однако на практике из-за вытяжки и неудобства регулировки длины лент они обычно свободно провисают.

Швартовка лопастей несущего винта предназначена для предупреждения возможности повреж-

дения лопастей и других агрегатов несущего винта при воздействии ветра на стоянке. Тем не менее, как показывает опыт эксплуатации вертолетов, применяемая швартовка не удовлетворяет в полной мере предъявленным к ней требованиям и не обеспечивает сохранности агрегатов несущего винта при воздействии штормового ветра.

Вывод уравнения сложного изгиба зашвартованной лопасти

Необходимость рассмотрения задачи о ветровом нагружении зашвартованной лопасти в нелинейной постановке главным образом обусловлена двумя фактами. Невращающаяся лопасть несущего винта по своим характеристикам относится к гибким стержням, имеющим прогибы в пределах упругих деформаций материала, соизмеримые с их длиной [5]. Аэродинамическая нагрузка, нормальная оси лопасти, является следящей нагрузкой — её направление изменяется вместе с изменением углов поворота оси лопасти при изгибе.

Составим уравнение изгиба лопасти несущего винта, зашвартованной гибким тросом, при ветровом нагружении для общего случая сколь угодно больших перемещений. Лопасть представим в виде балки переменного сечения. Параметры этой балки будем считать непрерывно распределёнными по длине лопасти.

Кроме того, используем следующие допущения:

- 1) плоскость наименьшей жесткости лопасти совпадает с плоскостью действия аэродинамической нагрузки, нормальной к её продольной оси;
- 2) при определении нагрузок крутильные деформации лопасти не учитываются;
- 3) ветер рассматривается как установившийся плоскопараллельный горизонтальный поток.

Расчетная схема нагружения зашвартованной лопасти приведена на рис. 1.

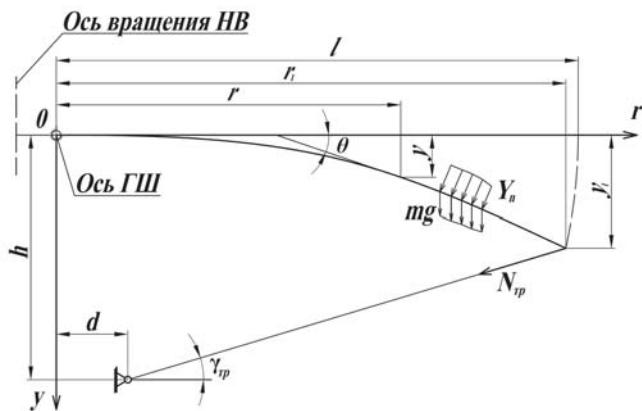


Рис. 1. Схема нагружения зашвартованной лопасти

Рассмотрим равновесие элемента лопасти длиной dr , вырезанного двумя бесконечно близкими сечениями перпендикулярно к деформированной оси [6—8, 23]. Силы и моменты, действующие на элемент лопасти, приведены на рис. 2.

На элемент dr действуют погонные нагрузки w_y и w_r , а также сосредоточенные силы F_y и F_r . По концам элемента приложены силы и моменты реакции соседних участков лопасти. Силы можно разложить на составляющие по осям O_y и O_r .

Тогда сумма проекций всех сил на ось O_y :

$$dQ = -w_y dr - dF_y,$$

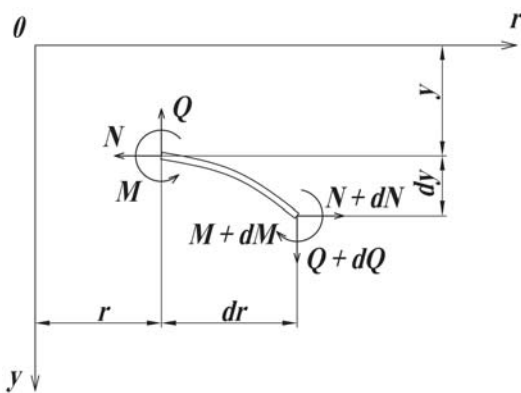


Рис. 2. Силы и моменты, действующие на элемент лопасти

откуда

$$Q = -\int_r^l w_y dr - F_y; \tag{1}$$

сумма проекций всех сил на ось O_r :

$$dN = w_r dr - dF_r,$$

откуда

$$N = \int_r^l w_r dr - F_r. \tag{2}$$

Здесь

$$\begin{aligned} F_y &= N_{тр} \sin \gamma_{тр}; & F_r &= N_{тр} \cos \gamma_{тр}; \\ w_y &= Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2}\right) - mg; & w_r &= Y_n y'. \end{aligned} \tag{3}$$

Погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости наименьшей жесткости при косо обдувке, определяется выражением [9—12, 25]:

$$Y_n = \frac{\rho V^2}{2} C_n b \cos \chi^2.$$

Здесь $C_n = f(\alpha_r)$, где α_r согласно [4, 24] определяется выражением

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

Значения критического угла атаки $\alpha_{r_{кр}}$ и максимального коэффициента нормальной силы $C_{n_{max}}$, согласно [13], увеличиваются пропорционально множителю $1/\cos \chi^2$.

Сумма моментов всех сил относительно левого конца элемента лопасти с учетом (1) и (2):

$$dM = \int_r^l w_r dr dy - F_r dy + \int_r^l w_y dr dr - F_y dr. \tag{4}$$

Проинтегрировав уравнение (4), с учетом выражений (3) получим

$$M = -\int_r^l \int_r^l mgdr^2 - N_{\text{тр}} \left(\sin \gamma_{\text{тр}} [r_l - r] + \cos \gamma_{\text{тр}} [y_l - y] \right) + \int_r^l \int_r^l Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2} \right) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr. \quad (5)$$

В общем случае связь между изгибающим моментом и деформированной осью лопасти, согласно [14], определяется выражением

$$EI \frac{y''}{(1 + y'^2)^{3/2}} = M. \quad (6)$$

Тогда после подстановки (5) в (6) получим нелинейное интегродифференциальное уравнение зашвартованной лопасти при ветровом нагружении:

$$EI \frac{y''}{(1 + y'^2)^{3/2}} = -\int_r^l \int_r^l mgdr^2 - N_{\text{тр}} \left(\sin \gamma_{\text{тр}} [r_l - r] + \cos \gamma_{\text{тр}} [y_l - y] \right) + \int_r^l \int_r^l Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2} \right) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr. \quad (7)$$

Уравнение незашвартованной лопасти получим из (7) при $N_{\text{тр}} = 0$:

$$EI \frac{y''}{(1 + y'^2)^{3/2}} = -\int_r^l \int_r^l mgdr^2 + \int_r^l \int_r^l Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2} \right) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr. \quad (8)$$

Метод расчета напряжений

Для решения нелинейных задач теории упругости, к которым относится поставленная задача о сложном изгибе зашвартованной лопасти, все более широкое применение находит метод последовательных возмущений параметров В.В. Петрова [15–20]. В этом методе, основанном на рассмотрении статического нагружения как процесса, развивающегося при монотонном возрастании параметра нагружения, интервал изменения нагрузки путем постепенного приложения ее малы-

ми приращениями разбивается на шаги, для каждого из которых решается краевая задача для линейаризованных уравнений равновесия. Полученное таким образом деформированное состояние системы на текущем шаге принимается за исходное для следующего шага нагружения. Однако процедура линейаризации, основанная главным образом на физических представлениях, вносит неизбежные погрешности, которые накапливаются по мере роста параметра нагружения. Для повышения точности решения методом последовательных возмущений параметров в настоящей работе использован процесс итерации решения для коррекции погрешностей на каждом шаге нагружения.

Традиционно метод последовательных возмущений параметров используется для решения задач, в которых рассматривается всего один параметр нагружения λ .

В общем случае, при наличии k параметров нагружения, можно использовать следующую вычислительную схему. Процедура пошагового нагружения строится на основе исходного уравнения равновесия (7). Процесс нагружения разобьем на k этапов нагружения. Каждый этап нагружения будем характеризовать параметром нагружения λ_k и функцией влияния параметра нагружения F_k при $k = 1...m$. Внутри каждого k -го этапа нагружения разобьем интервал $[0, \lambda_k]$ изменения нагрузки на n_k (для определенности равных) ступеней нагружения и будем прикладывать нагрузку шаг за шагом малыми приращениями $\Delta\lambda_k = \lambda_k / n_k$. Пусть для некоторого i -го шага нагружения при $\lambda_{k,i} = \lambda_{k,i-1} + \Delta\lambda_k$ известно точное решение исходного уравнения. Это дает возможность вычислить функции влияния F_k , входящие в исходное уравнение равновесия процесса нагружения, в качестве свободных членов. В таком случае это уравнение приводится к линейному дифференциальному уравнению относительно неизвестной функции

$$y_i'' = \sum_{k=1}^m F_k(y_{i-1}', y_{i-1}, r), \quad (9)$$

из которого, с учетом граничных условий, после однократного интегрирования находится функция y_i' , после двукратного — y_i текущего шага нагружения.

Далее будем искать уточненные функции y_i и y'_i , соответствующие i -му шагу нагружения, для чего построим итерационный процесс, в котором найденные на i -м шаге нагружения функции являются начальным приближением для отыскания их точных (с точностью ϵ) значений. Тогда для j -й итерации в соответствии с уравнением (9) имеем:

$$y'_{i,j} = \int_0^r \sum_{k=1}^m F_k(y'_{i,j-1}, y_{i,j-1}, r) dr + C_1;$$

$$y_{i,j} = \int_0^r y'_{i,j} dr + C_1 r + C_2.$$

Константы C_1 и C_2 находятся из граничных условий. Условием прекращения итераций является равенство прогибов концевое сечения лопасти на двух смежных итерациях с точностью ϵ :

$$\left| y_{i,j} - y_{i,j-1} \right| < \epsilon, \quad (10)$$

где $y_{i,j} = \int_0^l \sin y_{i,j} dr$; $y_{i,j-1} = \int_0^l \sin y_{i,j-1} dr$.

После выполнения условия (10) повторяется описанная выше процедура вычисления функций прогибов и углов поворота упругой оси лопасти по параметру нагружения для $i+1$ -го шага нагружения и т.д. до достижения заданного значения λ_k , затем осуществляется переход на следующий этап нагружения. Вычисления продолжают до достижения заданного значения λ_m последнего этапа нагружения.

Отдельно отметим необходимость итерационного процесса для учета изменений функций влияния F_k, \dots, F_1 , обусловленных дополнительной деформацией лопасти за шаг нагружения, а также для их уточнения до наступления $i+1$ -го шага, так как влияние параметра нагружения $\lambda_{k,i}$ может их изменять.

Представление статического нагружения как процесса позволяет разделить задачу о сложном изгибе зашвартованной лопасти при воздействии ветра на три этапа, соответствующие действительной картине нагружения:

— поперечный изгиб под действием собственной массы;

- продольно-поперечный изгиб под действием силы натяжения троса при швартовке;
- продольно-поперечный изгиб зашвартованной лопасти при ветровом нагружении.

Исходя из общего уравнения изгиба (7) получим уравнения, соответствующие каждому из этапов нагружения.

Первый этап: $y'' = F_1$.

Второй этап: $y'' = F_1 + F_2$.

Третий этап: $y'' = F_1 + F_2 + F_3$.

Здесь F_1, F_2, F_3 — функции влияния параметров нагружения, которые в соответствии с уравнением (7) имеют вид:

$$F_1 = -\frac{(1+y'^2)^{3/2}}{EI} \int_r^l \int_r^l mg dr^2;$$

$$F_2 = -\frac{(1+y'^2)^{3/2}}{EI} N_{тр} (\sin \gamma_{тр} [r_l - r] + \cos \gamma_{тр} [y_l - y]);$$

$$F_3 = \frac{(1+y'^2)^{3/2}}{EI} \left[\int_r^l \int_r^l Y_n \left(1 - \frac{y'^2}{2} \right) dr^2 + \int_r^l Y_n y' (y_l - y) dr \right].$$

Отметим особенности каждого из этапов нагружения. На первом этапе параметром нагружения является собственная масса лопасти. В качестве начального приближения будем использовать точное решение y_0 и y'_0 , полученное из решения линейного уравнения изгиба лопасти:

$$y'' = -\frac{1}{EI} \int_r^l \int_r^l mg dr^2.$$

Деформированное состояние лопасти под действием собственной массы является исходным для следующего этапа нагружения — швартовки. На этом этапе параметром нагружения является сила натяжения швартовочного троса $N_{тр}$. Особенностью этого этапа нагружения является наличие второй нагрузки mg , которая в процессе швартовки не изменяется, но изменяется ее функция влияния F_1 . При достижении параметром нагружения заданного значения $\lambda_2 = N_{тр}$ процесс швартовки заканчивается.

На третьем этапе зашвартованная лопасть нагружается ветровой нагрузкой. Здесь параметром нагружения является скорость ветра V . В процессе

нагрузки должно удовлетворяться условие совместности деформаций лопасти и швартовочного троса, которое имеет вид

$$y_l = h - l_{\text{тр}} \left(1 + \frac{N_{\text{тр}}}{EF_{\text{тр}}} \right) \sin \gamma_{\text{тр}}$$

либо

$$r_l = d + l_{\text{тр}} \left(1 + \frac{N_{\text{тр}}}{EF_{\text{тр}}} \right) \cos \gamma_{\text{тр}},$$

где $l_{\text{тр}}$, $EF_{\text{тр}}$ – длина и жесткость троса на растяжение;

y_l , r_l – координаты концевой сечения деформированной оси лопасти,

$$y_l = \int_0^l \sin y_i dr; \quad r_l = \int_0^l \cos y_i dr;$$

$\gamma_{\text{тр}}$ – угол наклона швартовочного троса к горизонту,

$$\gamma_{\text{тр}} = \arctg \frac{h - y_l}{r_l - d};$$

h , d – координаты швартовочного узла.

Поэтому функции влияния F_1 и F_2 на этом этапе нагружения будут изменяться вместе с F_3 .

Результаты численного расчета

В соответствии с описанной выше вычислительной схемой, составлена программа на алгоритмическом языке программирования Maple 18. Объектом исследования выбрана лопасть несущего винта вертолетов типа Ми-8, которая, как было установлено в работах [3, 4], по своим аэроупругим характеристикам принадлежит к числу лопастей, в большей степени подверженных повреждающему воздействию ветра. Вместе с тем этот тип лопастей является и наиболее распространенным. Исследовалась применяемая штатная швартовка (капроновой лентой) при среднем расположении швартовочного узла на фюзеляже вертолёта ($h = 4,5$ м, $d = 1,5$ м) и силе предварительного натяжения швартовочной ленты $N_{\text{тр}} = 0$.

Все расчёты проведены для центровки вертолёта, которой соответствует строго вертикальное положение вала несущего винта, т.е. $\gamma = 0$.

Сравнение распределения изгибных напряжений по длине лопасти, рассчитанных по предла-

гаемой методике (кривая 1) и методике, основанной на линейной модели нагружения (кривая 2) [4], приведено на рис. 3.

Важными параметрами, характеризующими нагруженность лопасти при ветровом воздействии, являются значения скоростей ветра, соответствующие заданным предельным нагрузкам [21]: $\sigma_{0,2}$ – предельное напряжение по условию прочности лонжерона лопасти; $M(0) = 0$ – пре-

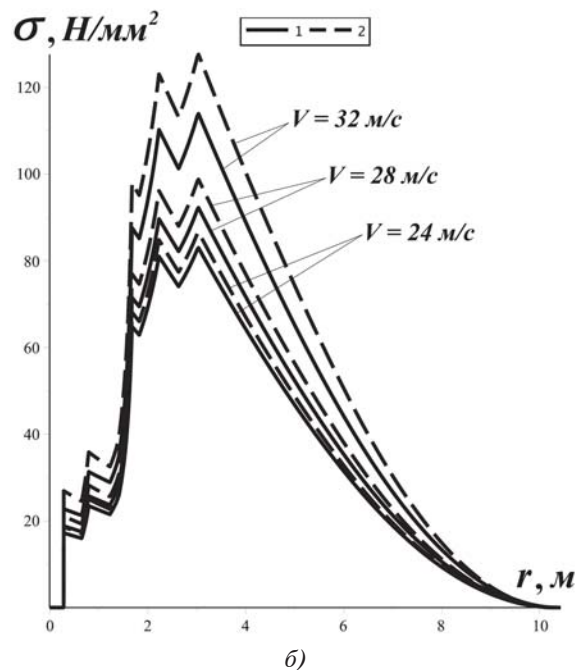
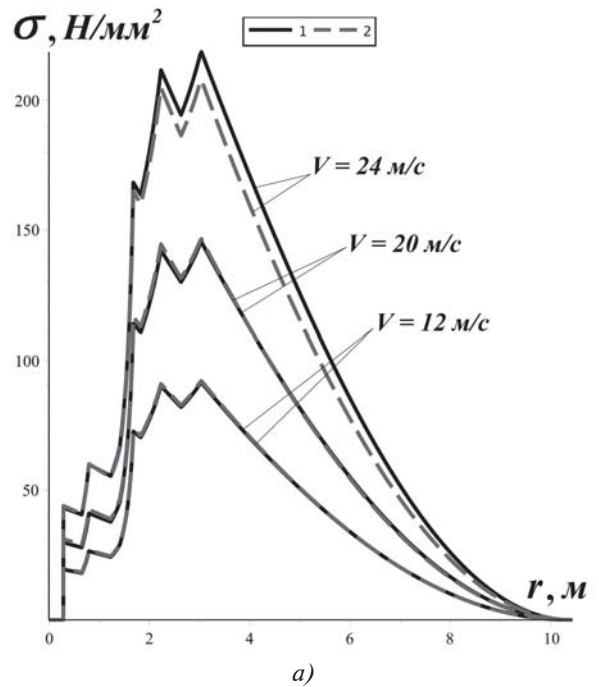


Рис. 3. Распределение изгибных напряжений по длине лопасти: а – обдув с передней кромки при $\theta_0 = -10^\circ$, $\psi = 135^\circ$; б – обдув с передней кромки при $\theta_0 = 10^\circ$, $\psi = 150^\circ$

дельный момент по условию взмаха лопасти над нижним упором горизонтального шарнира. Интерес представляют минимальные значения этих скоростей при наиболее неблагоприятных (критических) направлениях обдува. На рис. 4 и 5 приведены графики зависимости критических углов скольжения и соответствующих им значений предельных по условию прочности скоростей ветра от угла установки, где 1 – обдув с передней кромки, 2 – обдув с задней кромки.

направлении ветра всегда имеются лопасти, обдуваемые как с передней, так и с задней кромки, то при установке общего шага на угол, равный оптимальному, диапазон безопасных скоростей для несущего винта в целом будет наибольшим.

Предельные скорости взмаха приведены на рис. 6, где 1 – обдув с задней кромки зашвартованной лопасти; 2 – обдув с передней кромки незашвартованной лопасти; 3 – обдув с передней кромки зашвартованной лопасти; 4 – обдув с задней кромки незашвартованной лопасти. При приближении углов установки к оптимальному указанные зависимости неограниченно возрастают.

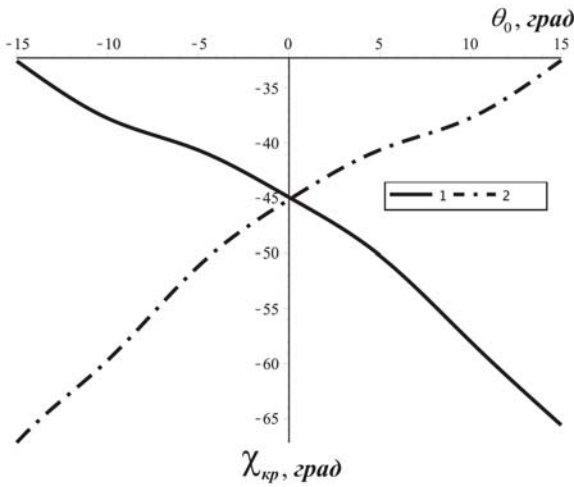


Рис. 4. Зависимости критического угла скольжения от угла установки лопасти

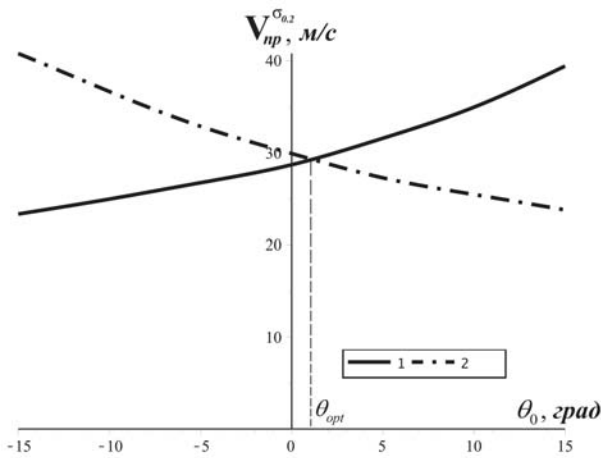


Рис. 5. Предельные по условию прочности лопасти скорости ветра

Указанные зависимости предельных скоростей ветра пересекаются в точке, абсцисса которой определяет значение оптимального угла установки $\theta_{опт}$, при котором предельная скорость имеет одинаковые значения для режима обдувки как с передней, так и с задней кромки. Поскольку интерес представляют условия нагружения лопасти в системе несущего винта вертолета, на котором при любом

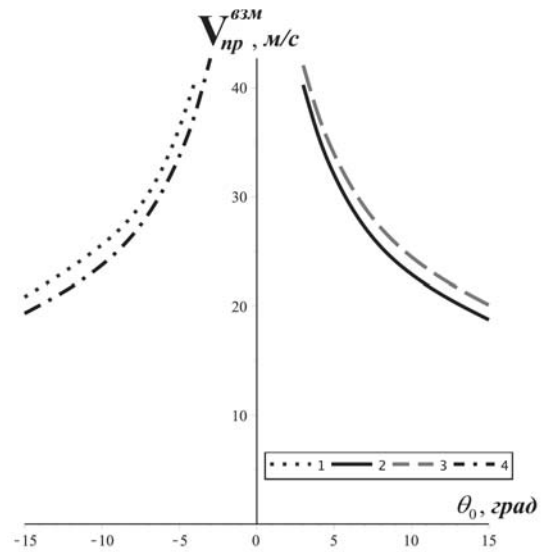


Рис. 6. Предельные по условию взмаха лопасти скорости ветра

Таким образом, предельная безопасная для эксплуатации горизонтальная скорость ветра составит 29 м/с, в то время как её минимальное значение составляет 18,7 м/с. Иными словами, для данной лопасти безопасная эксплуатационная скорость ветра может быть увеличена более чем в 1,5 раза. Это позволяет рекомендовать при стоянке вертолёта устанавливать угол общего шага на угол, равный оптимальному, для конкретного γ , определяемого центровкой вертолёта.

Отметим, что предельные скорости взмаха зашвартованной лопасти не сильно отличаются от таковых для незашвартованной лопасти. В этом состоит один из главных недостатков применяемой швартовки, которая, как установлено (рис. 6), не исключает возможности взмаха лопасти над нижним упором горизонтального шарнира, вплоть до его верхнего упора, при воздействии ветровой нагрузки, направленной снизу вверх. Это обстоятельство создает условия для нерасчетного нагру-

жения деталей автомата перекося и приводит к их повреждению.

Вместе с тем штатная швартовка, как видно на рис. 3 и 5, совершенно не препятствует прогибам лопасти вниз при действии ветровой нагрузки, направленной сверху вниз. Вследствие этого при воздействии порывов ветра возникают колебания лопастей, приводящие к резкому увеличению динамических нагрузок как на лопасти, так и на другие агрегаты несущего винта. При штормовом ветре наличие швартовки, провисающей при движении лопасти вниз, усугубляет положение, так как при движении лопасти вверх происходит ударное нагружение всей несущей системы в момент натяжения швартовочного троса, когда кинетическая энергия движущейся лопасти максимальна.

Выводы

1. Предложен метод расчета изгибных напряжений в лопасти несущего винта вертолёта на базе нелинейной модели нагружения при статическом воздействии ветра.

2. Получены значения предельных для эксплуатации скоростей ветра.

3. Определён оптимальный угол установки общего шага.

4. Произведён анализ эффективности штатной швартовки лопастей несущего винта.

Библиографический список

1. Advisory circular 29-2C. Certification of transport category rotorcraft. — US Department of Transportation, 2016. — 1389 p.
2. Авиационные правила Ч. 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории / Межгосударственный авиационный комитет. — М.: Авиаиздат, 2003. — 130 с.
3. *Каргаев М.В., Мироненко Л.А.* Статическая устойчивость упругих лопастей несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке под воздействием ветра // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 43-51.
4. *Каргаев М.В., Мироненко Л.А.* Расчёт изгибных напряжений в незашвартованной лопасти вертолёта, обдуваемой ветровым потоком // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 34-43.
5. *Светлицкий В.А.* Механика гибких стержней и нитей. — М.: Машиностроение, 1978. — 222 с.
6. *Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А.* Вертолёты, расчёт и проектирование: В 2 томах. — М.: Машиностроение, 1966/1967. — (457+424) с.
7. *Михеев Р.А.* Прочность вертолётов: Учебник для авиационных специальностей втузов. — М.: Машиностроение, 1984. — 280 с.
8. *Брамвелл А.Р.С.* Динамика вертолётов / Пер. с англ. Т.П. Ампиловой, Г.К. Жустрина. — М.: Машиностроение, 1982. — 368 с.
9. *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.
10. *Смирнов А.И.* Аэроупругая устойчивость летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1980. — 232 с.
11. *Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфман Р.Л.* Аэроупругость / Пер. с англ. Э.И. Григолюка. — М.: Изд-во иностранной литературы, 1958. — 801 с.
12. *Фершинг Г.* Основы аэроупругости / Пер. с нем. К.Ф. Плитта. — М.: Машиностроение, 1984. — 600 с.
13. *Павлов Л.С.* Обтекание центральных сечений скользящего прямоугольного крыла потоком несжимаемой жидкости. — М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1974. — 26 с.
14. *Беляев Н.М.* Соппротивление материалов: Учебник. — М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1976. — 608 с.
15. *Петров В.В.* Метод последовательных нагружений в нелинейной теории пластин и оболочек. — Саратов: Изд-во СГУ, 1975. — 118 с.
16. *Петров В.В., Овчинников И.Г., Иноземцев В.К.* Деформирование элементов конструкций из нелинейного равномодульного неоднородного материала. — Саратов: Изд-во СГУ, 1989. — 160 с.
17. *Кузнецов В.Н.* Метод последовательного возмущения параметров в приложении к расчету динамической устойчивости тонкостенных оболочечных конструкций: Дисс. ... канд. техн. наук. — Саратов, 2000. — 225 с.
18. *Чумакова С.В., Пшенов Д.А., Шабанов Л.Е.* К вопросу улучшения сходимости метода В.В. Петрова — метода последовательного возмущения параметров // Проблемы прочности элементов конструкций под действием нагрузок и рабочих сред: Межвуз. науч. сб. — Саратов: Изд-во СГТУ, 2002. С. 61–64.
19. *Шабанов Л.Е.* Вопросы численной реализации метода последовательных возмущений параметров при расчёте оболочечных конструкций: Дисс. ... канд. физ.-мат. наук. — Саратов, 2005. — 102 с.
20. *Бессонов Л.В.* Численная реализация метода последовательного возмущения параметров при расчете напряжённо-деформированного состояния оболочечной конструкции в случае жесткого закрепления краев оболочки // Известия Саратовского университета. Новая серия. Серия: Математика. Механика. Информатика. 2015. Т. 15. № 1. С. 74–79. DOI: 10.18500/1816-9791-2015-15-1-74-79
21. *Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б.* Расчёт на прочность деталей машин: Справочник. — М.: Машиностроение, 1979. — 702 с.
22. *Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.* Численное моделирование аэродинамических характеристик несущего винта при висении вблизи земли в условиях экрана на базе нелинейной лопастной вихревой модели // Полет. 2018. №6. С. 68-76.

23. Johnson W. Rotorcraft Aeromechanics. — Cambridge University Press, 2013. — 927 p.
24. 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.
25. Гришанина Т.В., Шклярчук Ф.Н. Деформация и аэродинамические характеристики профиля мембранного крыла при дозвуковом обтекании // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 5. С. 7-12.

STRESSES COMPUTING IN THE MAIN ROTOR BLADE BASED ON THE NONLINEAR LOADING MODEL UNDER STATIC WIND IMPACT

Kargaev M.V.

*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

Wind is an important factor collateral to the helicopters operation. Due to a number of aeroelastic characteristics specifics, the non-rotating helicopter blades are sensitive enough to the wind impact. With this, the level of loads, acting on the blade, is commensurable with the loads acting in flight. Traditionally, with high wind speeds mooring is employed to ensure the blades safety in parking position. It represents a flexible wire rope, which one end is fixed to the blade mooring unit, located as a rule at the blade tip section, and the other end is attached to the mooring node at the fuselage, or chassis of the helicopter. It represents a flexible wire rope, which one end is fixed to the blade-mooring unit, located as a rule at the blade tip section, and the other end is attached to the mooring node at the fuselage, or chassis of the helicopter.

The non-rotating main rotor blade according to its characteristics relates to flexible rods with deflections within the elastic deformations of the material commensurable with their length. This stipulates the necessity to consider the problem of the moored blade wind loading in a nonlinear formulation.

In this article, the parameters of the stress-strain state of the blade required for the mooring efficiency analysis are obtained based on a nonlinear model, which accounts for both geometric and aerodynamic nonlinearities. Computational algorithm for the initial nonlinear equation solution of the blade loading, developed based on the V.V. Petrov's method of successive perturbation of parameters of was realized. The static loading is being considered as a process, developing at monotonous increasing of the loading parameter. The interval of load changing via its step-by-step application with small increments is split by

steps, and for each step the linearized boundary value problem is being solved.

The blade deformed state, obtained in this manner at the current step, is assumed as the initial state for the next loading step. For error correction at each loading step, an iterative process is used, which allows performing calculations with a given accuracy.

The mooring effectiveness analysis was realized based on the computations performed for the moored and non-moored main rotor blades of the Mi-8 helicopter. The article presents the dependencies of critical gliding angles and limiting, under the strength condition, wind velocities values corresponding to them.

The article presents the dependencies of critical gliding angles and corresponding to them limiting, under the strength condition, wind velocities values. It also presents the dependencies of limiting velocities at the condition of a swaying absence condition on the characteristic section installation angle for the modes of blowing from both front and rear edges. The optimum installation angle, at which the range of safe wind speeds for the main rotor as a whole was the largest, was determined. This allows recommending to set the angle of the total step equal to the optimum one while a helicopter parking.

Keywords: main rotor blade, wind loading, static strength, method of successive perturbations of parameters.

References

1. *Advisory circular 29-2C. Certification of transport category rotorcraft.* US Department of Transportation, 2016, 1389 p.
2. *Aviatsionnye pravila Chast' 29. Normy letnoi godnosti vintokrylykh apparatov transportnoi kategorii* (Aviation

- regulations. Part 29. Airworthiness standards of rotorcraft transport category), Moscow, Aviaizdat, 2003, 130 p.
3. Kargaev M.V., Mironenko L.A. Static stability of a helicopter main rotor flexible blade at the parking affected by wind. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 43-51.
 4. Kargaev M.V., Mironenko L.A. Bending stresses computation in a helicopter unmoored rotor blade blown about by the wind flow. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 34-43.
 5. Svetlitskii V.A. *Mekhanika gibkikh sterzhnei i nitei* (Mechanics of flexible rods and wires), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 222 p.
 6. Mil' M.L., Nekrasov A.V., Braverman A.S., Grodtko L.N., Leikand M.A. *Vertolety, raschet i proektirovanie* (Helicopters, calculation and design), Moscow, Mashinostroenie, 1966/1967, (457+424) p.
 7. Mikheev R.A. *Prochnost' vertoletov* (Strength of helicopters), Moscow, Mashinostroenie, 1984, 280 p.
 8. Bramwell A.R.S., Balmford D., Done G. *Helicopter dynamics*. Butterworth-Heinemann, 2001, 416 p.
 9. Kolesnikov G.A., Markov V.K., Mikhailiuk A.A. et al. *Aerodinamika letatel'nykh apparatov* (Aircraft aerodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 544 p.
 10. Smirnov A.I. *Aerouprugaya ustoichivost' letatel'nykh apparatov* (Aircraft aeroelastic stability), Moscow, Mashinostroenie, 1980, 232 p.
 11. Bisplinghoff R.L., Ashley H., Halfman R.L. *Aeroelasticity*. Dover Publications, Inc., Mineola, N.Y., 1996, 880 p.
 12. Försching H.W. *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1974, 693 p.
 13. Pavlov L.S. *Obtekanie tsentral'nykh sechenii skol'zyashchego pryamougol'nogo kryla potokom neszhimaemoi zhidkosti* (The sliding wing central sections flow-around by an incompressible fluid flow), Moscow, TsAGI, 1974, 26 p.
 14. Belyaev N.M. *Soprotivlenie materialov* (Strength of materials), Moscow, Nauka, 1976, 608 p.
 15. Petrov V.V. *Metod posledovatel'nykh nagruzhenii v nelineinoy teorii plastin i obolochek* (Method of successive loadings in nonlinear theory of plates and shells), Saratov, SGU, 1975, 118 p.
 16. Petrov V.V., Ovchinnikov I.G., Inozemtsev V.K. *Deformirovanie elementov konstruksii iz nelineinogo ravnomodul'nogo neodnorodnogo materiala* (Deforming of structural elements from nonlinear non-uniform materials of equal modularity), SGU, 1989, 160 p.
 17. Kuznetsov V.N. *Metod posledovatel'nogo vozmushcheniya parametrov v prilozhenii k raschetu dinamicheskoi ustoichivosti tonkostennykh obolochechnykh konstruksii* (Method of successive perturbations of parameters in application to dynamic stability of thin-walled shell structures computing), Doctor's thesis, Saratov, SGTU, 2000.
 18. Chumakova S.V., Pshenov D.A., Shabanov L.E. *Problemy prochnosti elementov konstruksii pod deistviem nagruzok i rabochikh sred. Sbornik statei*, 2002, pp. 61-64.
 19. Shabanov L.E. *Voprosy chislennoi realizatsii metoda posledovatel'nykh vozmushchenii parametrov pri raschete obolochechnykh konstruksii* (Issues of numerical implementation of the method successive perturbation of parameters while shell designs calculating, Doctor's thesis, Saratov, Saratovskii gosudarstvennyi universitet im. N.G. Chernyshevskogo, 2005, 102 p.
 20. Bessonov L.V. *Izvestiya Saratovskogo universiteta. Novaya seriya. Seriya: Matematika. Mekhanika. Informatika*, 2015, vol. 15, no. 1, pp. 74-79. DOI: 10.18500/1816-9791-2015-15-1-74-79
 21. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. *Raschet na prochnost' detalei mashin* (Strength analysis of machine parts), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 702 p.
 22. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Polet*. 2018, no. 6, pp. 68-76.
 23. Johnson W. *Rotorcraft Aeromechanics*. Cambridge University Press, 2013, 927 p.
 24. Artamonov B.L., Mojzyh E.I., Ivchin V.A. Modelling of kinematics performance of articulated blade of helicopter main rotor. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no 4, pp. 5-16.
 25. Grishanina T.V., Shklyarchuk F.N. Deformation and aerodynamic characteristics of a membrane wing airfoil in subsonic flow. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no 5, pp. 7-12.