

Научная статья
УДК 629.7.01, 539.4

МЕТОД РАСЧЕТА НАПРЯЖЕНИЙ В ОБШИВКЕ ХВОСТОВЫХ ОТСЕКОВ НЕВРАЩАЮЩИХСЯ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВЕТРА НА СТОЯНКЕ ВЕРТОЛЕТА

Максим Владимирович Каргаев¹ ✉, Дарья Борисовна Савина²

^{1, 2} Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова,
Томилино, Московская область, Россия

¹ kargaev_mv@mail.ru ✉

² savina_db@mail.ru

Аннотация. Изложен метод расчета напряжений в обшивке хвостовых отсеков лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета. Полученная система дифференциальных уравнений, описывающая напряженно-деформированное состояние обшивки методом сеток, приведена к системе линейных алгебраических уравнений относительно искомым перемещений. Для численного решения этой системы использован SVD-алгоритм построения псевдорешения. Приведены результаты расчетов, выполненных для обшивок лопастей несущего винта вертолета типа Ми-38.

Ключевые слова: лопасть несущего винта, обшивка хвостового отсека, ветровое нагружение, статическая прочность, метод сеток, сингулярное разложение

Для цитирования: Каргаев М.В., Савина Д.Б. Метод расчета напряжений в обшивке хвостовых отсеков невращающихся лопастей несущего винта под действием ветра на стоянке вертолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 17–25.

Original article

STRESSES COMPUTATION METHOD IN THE SKIN OF NON-ROTATING MAIN ROTOR BLADES TAIL SECTIONS UNDER THE IMPACT OF THE WIND AT THE HELICOPTER PARKING LOT

Maksim V. Kargaev¹ ✉, Dar'ya B. Savina²

^{1, 2} National Helicopter Center Mil & Kamov,
Tomilino, Moscow region, Russia

¹ kargaev_mv@mail.ru ✉

² savina_db@mail.ru

Abstract

The task of ensuring an acceptable level of stress in all structural elements of the main rotor blade both in flight and in the parking lot of the helicopter is one of the paramount ones while its design. It is well-known that the stresses arising in the main rotor blade spar from the forces of the blade's own weight and wind loading may reach significant values, and lead to the residual deformations appearance.

The blade tail sections are less strong than the spar elements. With the achieved spar strength level, ensuring an equal level of strength of the tail sections under the action of wind in the parking lot, especially for a blade with a large chord and width of the tail sections is necessary. Creating a light and durable tail sections design is a constituent part of the task on the main rotor blades designing.

In this regard, the strength computing method developing for the tail sections and, in the first place, its skin as the most loaded and significant by weight presents interest.

The problem on determining the stress-strain state of main rotor blade tail sections skins is being solved in the open press mainly for the cases of the in-flight loading.

The presented article proposes a method for stresses computing in the tail sections skin of non-rotating main rotor blades under the impact of wind in the helicopter parking lot, based on the numerical solution of the plane problem of elasticity theory, as well as computing stresses in the blade spar under the static impact of the wind. The obtained system of differential equations describing the skin stress-strain state by the grid method is reduced to a system of linear algebraic equations with respect to the sought displacements. The SVD-algorithm for the pseudo-solution construction was employed for this system numerical solution.

The article presents the results of computations performed for the main rotor blades skins of the Mi-38 type helicopter. The wind speed limit is determined by the condition of the tail sections skins strength of the blade being considered at the given blowing direction. Comparative calculations of longitudinal stresses in the tail section skin under the action of the blade's own weight forces demonstrated close convergence with experimental data.

Keywords: main rotor blade, tail section skin, wind loading, static strength, grid method, singular value decomposition

For citation: Kargaev M.V., Savina D.B. Stresses Computation Method in the Skin of Non-Rotating Main Rotor Blades Tail Sections under the Impact of the Wind at the Helicopter Parking Lot. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 17-25.

Введение

Обеспечение приемлемого уровня напряжений во всех конструктивных элементах лопасти несущего винта (ЛНВ) в полете и на стоянке – одна из первостепенных задач при проектировании ЛНВ. В [1–4] показано, что напряжения, возникающие в лонжероне ЛНВ от сил собственного веса лопасти и ветрового нагружения, могут достигать значительных величин и приводить к появлению остаточных деформаций.

Менее прочными по сравнению с лонжероном элементами лопасти являются хвостовые отсеки. При достигнутом уровне прочности лонжерона необходимо обеспечить не меньший уровень прочности хвостовых отсеков при действии ветра на стоянке, особенно для лопасти с большой хордой и шириной отсеков. Создание легкой и прочной конструкции хвостовых отсеков – неотъемлемая часть задачи проектирования лопастей несущего винта. В связи с этим представляет интерес разработка метода прочностного расчета хвостовых отсеков, и в первую очередь наиболее нагруженной и значительной по весу их части – обшивки.

В открытых публикациях задача определения напряженно-деформированного состояния (НДС)

обшивок хвостовых отсеков ЛНВ решается преимущественно для случаев нагружения в полете [5–8]. В настоящей работе предлагается метод расчета напряжений в обшивке хвостовых отсеков невращающихся ЛНВ под действием ветра на стоянке вертолета, основанный на численном решении плоской задачи теории упругости, а также на расчете напряжений в лонжероне лопасти при статическом воздействии ветра [2, 3].

Постановка задачи

Рассмотрим типовую конструкцию разрезного хвостового отсека ЛНВ, применяемую на большинстве типов отечественных вертолетов [9]. Такие хвостовые отсеки состоят из верхней и нижней обшивок, заполнителя, торцевых нервюр и хвостового стрингера (рис. 1); свободной частью обшивок они приклеиваются к задней стенке лонжерона лопасти.

Расчетная модель обшивки построена с учетом следующих допущений:

1. Обшивка моделируется плоской прямоугольной пластиной, выполненной из анизотропного материала, способной при этом деформироваться лишь в своей плоскости, поскольку заполнитель и нервюры удерживают ее от потери устойчивости, а также пере-

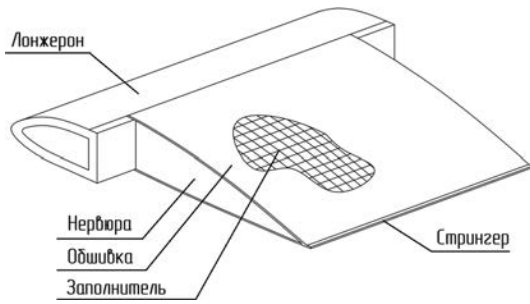


Рис. 1. Типовая конструкция хвостового отсека лопасти

дают на лонжерон перерезывающие силы отсека.

2. Обшивка деформируется в месте приклейки совместно с лонжероном.

3. В силу конструктивных и прочностных особенностей обшивки задача решается в пределах упругости ее материала, в общем случае имеющего переменную толщину.

Таким образом, для описания НДС обшивок хвостовых отсеков выбрана расчетная модель, представляющая собой плоскую прямоугольную пластину переменной толщины, закрепленную и нагруженную в произвольных точках своей плоскости и выполненную из материала, обладающего анизотропией прочности и жесткости. Расчет прочности обшивки может быть произведен путем решения плоской задачи теории упругости для принятой расчетной модели.

Для решения поставленной задачи воспользуемся уравнениями равновесия обшивки хвостового отсека, полученными в [5]. Согласно [5] уравнения равновесия всех сил, действующих на элемент пластины площадью $dx dy$, имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial P_x}{\partial x} + \frac{\partial t}{\partial y} - u C_x &= -f_x, \\ \frac{\partial P_y}{\partial y} + \frac{\partial t}{\partial x} - v C_y &= -f_y, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где u и v – перемещения элемента по осям Ox и Oy .

Усилия t , входящие в оба уравнения (1), равны друг другу ввиду свойств их парности. Для учета переменности толщины пластины напряжения в (1) заменены погонными усилиями, равными произведению напряжений на толщину элемента:

$$P_x = \sigma_x \delta; \quad P_y = \sigma_y \delta; \quad t = \tau \delta,$$

где δ – толщина пластины в рассматриваемой точке, σ_x и σ_y – нормальные напряжения по осям Ox и Oy , τ – напряжения сдвига.

Уравнения обобщенного закона Гука для ортотропной пластины [10–12] имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= e_{11} \varepsilon_x + e_{12} \varepsilon_y + e_{13} \gamma, \\ \sigma_y &= e_{12} \varepsilon_x + e_{22} \varepsilon_y + e_{23} \gamma, \\ \tau &= e_{13} \varepsilon_x + e_{23} \varepsilon_y + e_{33} \gamma, \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

где

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x}; \quad \varepsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y}; \quad \gamma = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}. \quad (3)$$

Дифференциальные уравнения (1), (2) и (3) полностью описывают НДС произвольного элемента во внутренних точках пластины.

В решаемой задаче ветрового нагружения внешней нагрузки f_x и f_y равны нулю. Обшивка нагружается вдоль закрепленной стороны в зоне приклейки к лонжерону от изгиба лопасти в плоскости его наименьшей жесткости.

Подставляя уравнения (2) и (3) в систему уравнений (1), с учетом принятых допущений получим:

$$\left. \begin{aligned} \left[e_{11} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + e_{12} \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial y} + e_{13} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} \right) + \right. \\ \left. + e_{13} \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} + e_{23} \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + e_{33} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial y} \right) \right] \delta - u C_x = 0, \\ \left[e_{12} \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} + e_{22} \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + e_{23} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial y} \right) + \right. \\ \left. + e_{13} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + e_{23} \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial y} + e_{33} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} \right) \right] \delta - v C_y = 0. \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Коэффициенты e – упругие константы материала с ортотропной анизотропией. Всего для плоского напряженного состояния анизотропного материала необходимо знать девять констант [10–12]: e_{11} , e_{12} , e_{13} , e_{21} , e_{22} , e_{23} , e_{31} , e_{32} , e_{33} . Для материала с ортотропной анизотропией это количество сводится к шести, так как в силу симметрии свойств относительно взаимно перпендикулярных направлений имеют место равенства:

$$e_{12} = e_{21}; \quad e_{13} = e_{31}; \quad e_{23} = e_{32}.$$

Матрица E коэффициентов жесткости e может быть получена обращением матрицы податливостей A , т. е. $E = A^{-1}$. Матрица A имеет вид:

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & -a_{12} & a_{13} \\ -a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где коэффициенты податливости a – функции «технических» модулей упругости и угла φ ориентировки осей материала относительно расчетных осей Ox и Oy .

Коэффициенты матрицы A определяются по формулам:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \frac{1}{E_x}; a_{12} = \frac{\mu_x}{E_x}; a_{13} = \frac{\eta_x}{E_x}; \\ a_{22} &= \frac{1}{E_y}; a_{23} = \frac{\eta_y}{E_y}; a_{33} = \frac{1}{G}. \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь $E_x, E_y, G, \mu_x, \eta_x, \eta_y$ – «технические» модули упругости, приведенные к расчетным осям. Согласно [12] они могут быть вычислены по характеристикам материала в главных осях и углу φ по формулам:

$$\left. \begin{aligned} E_x &= \frac{\lambda E_0}{\lambda \cos^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \sin^4 \varphi}; \\ E_y &= \frac{\lambda E_0}{\lambda \sin^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \cos^4 \varphi}; \\ G &= \frac{G_0}{1 - (1 - C) \sin^2 2\varphi}; \\ \mu_x &= \frac{\mu_{90} - (1 + \lambda - 2B) \frac{\sin^2 2\varphi}{4}}{\lambda \cos^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \sin^4 \varphi}; \\ \eta_x &= \frac{[(1 - \lambda) - (1 + \lambda - 2B) \cos 2\varphi] \sin 2\varphi}{2(\lambda \cos^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \sin^4 \varphi)}; \\ \eta_y &= -\frac{[(1 - \lambda) - (1 + \lambda - 2B) \cos 2\varphi] \sin 2\varphi}{2(\lambda \sin^4 \varphi + 2B \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi + \cos^4 \varphi)} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где $\lambda = \frac{E_{90}}{E_0}; 2B = \frac{4E_{90}}{E_0} - (1 + \lambda); C = \frac{1 + \lambda - \mu_{90}}{2B + 2\mu_{90}}$.

Таким образом, задача определения НДС обшивки сведена к двум дифференциальным уравнениям относительно неизвестных перемещений u и v .

К уравнениям (4) необходимо добавить уравнения, описывающие граничные условия (рис. 2). Без ущерба для общности задачи можно принять, что

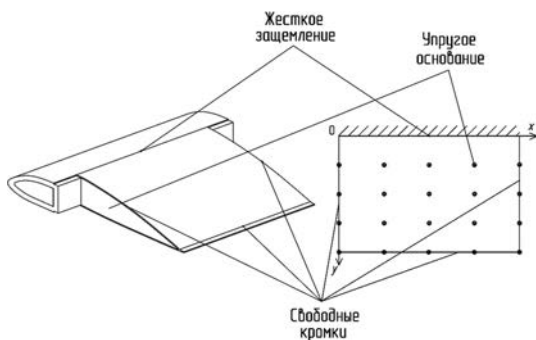


Рис. 2. Граничные условия

свободные границы пластины имеют нулевые касательные и нормальные к контуру напряжения, т. е.

$$\begin{aligned} \text{при } x = 0 \text{ и } x=L \text{ имеем } \sigma_x = 0 \text{ и } \tau = 0; \\ \text{при } y = H \text{ имеем } \sigma_y = 0 \text{ и } \tau = 0. \end{aligned} \quad (8.1)$$

Для закрепленной стороны (при $y = 0$), исходя из совместности деформаций лонжерона и обшивки хвостового отсека, принимаем:

$$\sigma_x = \sigma_{Л}^x; \sigma_y = \sigma_{Л}^y; \sigma_{Л}^y = -\mu_x \sigma_{Л}^x, \quad (8.2)$$

где $\sigma_{Л}^x$ – напряжения по задней стенке лонжерона лопасти от действия ветра на стоянке вертолета, вычисляемые по отдельной методике, например по [2–4].

То есть приклеенная к лонжерону кромка обшивки хвостового отсека принята в качестве жестко защемленной стороны с заданными перемещениями, остальные кромки приняты свободными. Сотовый наполнитель хвостового отсека в настоящей задаче моделируется как упругое основание с жесткостями C_x и C_y .

Перемещения внутренних точек обшивки зависят от жесткости основания, представленного в задаче сотовым наполнителем хвостового отсека. Выражения для расчета жесткостей основания C_x и C_y получим из рассмотрения сдвига наполнителя со сторонами h, l и высотой h_3 силой $F = C_3 \Delta$ (C_3 – жесткость наполнителя, Δ – перемещение наполнителя в месте сопряжения с обшивкой), которая также может быть выражена через напряжение сдвига $F = thl$, что с учетом закона Гука при сдвиге $\tau = G_3 \gamma_3$ (G_3 – модуль сдвига наполнителя) и предположения о малости угла сдвига наполнителя ($\text{tg } \gamma_3 = \gamma_3 = \Delta/h_3$) позволяет получить зависимость:

$$C_3 = \frac{hl}{h_3} G_3. \quad (9)$$

Поскольку высота сотового наполнителя h_3 различна по ширине хвостового отсека, закон изменения h_3 по ширине хвостового отсека вдоль оси Oy , при условии ее неизменности по длине отсека вдоль оси Ox , упрощенно принят в виде квадратичной функции:

$$h_3 = \left(\frac{2h_0 - h_{cp}}{H} \right) y^2 + \left(\frac{4h_{cp} - 3h_0}{H} \right) y + h_0, \quad (10)$$

где h_0 – высота хвостового отсека в месте приклейки к задней стенке лонжерона; h_{cp} – высота хвостового отсека посередине ширины хвостового отсека.

Подставив (10) в (9), окончательно получим:

$$\begin{aligned} C_x &= \frac{hl}{\left(\frac{2h_0 - h_{cp}}{H} \right) y^2 + \left(\frac{4h_{cp} - 3h_0}{H} \right) y + h_0} G_{3x}; \\ C_y &= \frac{hl}{\left(\frac{2h_0 - h_{cp}}{H} \right) y^2 + \left(\frac{4h_{cp} - 3h_0}{H} \right) y + h_0} G_{3y}, \end{aligned}$$

где G_{zx} и G_{zy} — модули сдвига заполнителя хвостового отсека в направлении оси Ox и оси Oy отсека соответственно.

Метод расчета напряжений

Для решения полученной системы дифференциальных уравнений (4), с учетом граничных условий (8.1) и (8.2), применим метод сеток [13].

Разобьем всю расчетную область обшивки ортогональной сеткой (i — номер узла сетки по оси Oy , j — номер узла по оси Ox) на элементарные прямоугольники со сторонами l_i и h_j . Точки, лежащие на границах, в соответствии с рис. 3, обозначим в качестве «граничных», остальные — в качестве «внутренних».

Нагрузки и упругие связи будем считать приложенными в узлах сетки. Соответственно неизвестные перемещения u и v также определяются в узлах сетки.

Заменяя для внутренних точек, входящих в (4), вторые и смешанные производные от искомого перемещения центральными разностями, согласно [13], для случая постоянной толщины обшивки δ получим (11).

Для точек, лежащих на границах обшивки, в граничные условия (8.1) и (8.2) для соответствующих сторон подставляются центральные, левые и правые разностные соотношения согласно геометрическому расположению расчетной точки на границе расчетной области.

Полученные указанным образом разностные уравнения, для компактности излагаемого материала, не приводятся.

Таким образом, общая система линейных алгебраических уравнений, полученная методом сеток

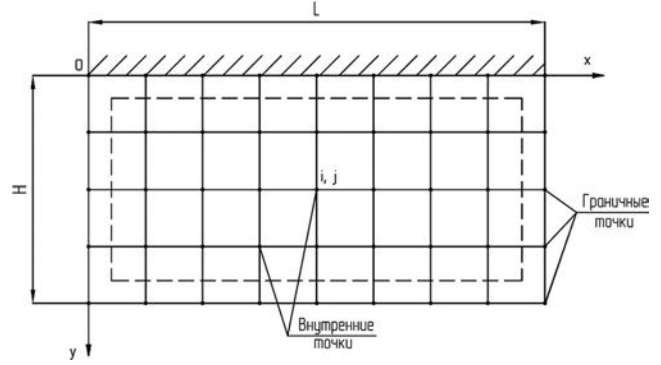


Рис. 3. Расчетная область обшивки хвостового отсека

из исходной системы дифференциальных уравнений, после некоторых преобразований может быть записана в виде:

$$K\varphi = f. \tag{12}$$

$$\text{Здесь } K = \begin{pmatrix} M & N \\ P & Q \end{pmatrix}; \varphi = \begin{pmatrix} U \\ V \end{pmatrix}; f = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \end{pmatrix},$$

где M, N, P и Q — матрицы коэффициентов при соответствующих перемещениях; U и V — векторы искомого перемещения u и v ; F_x и F_y — векторы правых частей.

По результатам вычислительных экспериментов установлено, что число обусловленности $\mu(K)$ [14] матрицы K , характеризующее устойчивость решений к погрешностям задания правой части, — это число порядка 10^{13} .

То есть матрица K является плохо обусловленной [15]. Системы линейных алгебраических уравнений с плохо обусловленной матрицей относятся к классу некорректно поставленных задач по Тихонову [16–18].

Для нахождения решения уравнений (12) использован метод сингулярного разложения

$$\left. \begin{aligned} &u_{i,j}[-8 \cdot \delta \cdot (e_{11} \cdot h_j^2 + e_{33} \cdot l_i^2) - 4 \cdot C_x \cdot h_j^2 \cdot l_i^2] + u_{i,j+1}[4 \cdot \delta \cdot e_{11} \cdot h_j^2] + u_{i,j-1}[4 \cdot \delta \cdot e_{11} \cdot h_j^2] + \\ &+ u_{i-1,j-1}[2 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j \cdot l_i] + u_{i-1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{33} \cdot l_i^2] + u_{i-1,j+1}[-2 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j \cdot l_i] + \\ &+ u_{i+1,j-1}[-2 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j \cdot l_i] + u_{i+1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{33} \cdot l_i^2] + u_{i+1,j+1}[2 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j \cdot l_i] + \\ &+ v_{i,j}[-8 \cdot \delta \cdot (e_{13} \cdot h_j^2 + e_{23} \cdot l_i^2)] + v_{i,j+1}[4 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j^2] + v_{i,j-1}[4 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j^2] + \\ &+ v_{i-1,j-1}[\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] + v_{i-1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot l_i^2] + v_{i-1,j+1}[-\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] + \\ &+ v_{i+1,j-1}[-\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] + v_{i+1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot l_i^2] + v_{i+1,j+1}[\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] = 0; \\ &u_{i,j}[-8 \cdot \delta \cdot (e_{13} \cdot h_j^2 + e_{23} \cdot l_i^2)] + u_{i,j+1}[4 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j^2] + u_{i,j-1}[4 \cdot \delta \cdot e_{13} \cdot h_j^2] + \\ &+ u_{i-1,j-1}[\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] + u_{i-1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot l_i^2] + u_{i-1,j+1}[-\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] + \\ &+ u_{i+1,j-1}[-\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] + u_{i+1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot l_i^2] + u_{i+1,j+1}[\delta \cdot (e_{12} + e_{33}) \cdot h_j \cdot l_i] + \\ &+ v_{i,j}[-8 \cdot \delta \cdot (e_{33} \cdot h_j^2 + e_{22} \cdot l_i^2) - 4 \cdot C_y \cdot h_j^2 \cdot l_i^2] + v_{i,j+1}[4 \cdot \delta \cdot e_{33} \cdot h_j^2] + v_{i,j-1}[4 \cdot \delta \cdot e_{33} \cdot h_j^2] + \\ &+ v_{i-1,j-1}[2 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot h_j \cdot l_i] + v_{i-1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{22} \cdot l_i^2] + v_{i-1,j+1}[-2 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot h_j \cdot l_i] + \\ &+ v_{i+1,j-1}[-2 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot h_j \cdot l_i] + v_{i+1,j}[4 \cdot \delta \cdot e_{22} \cdot l_i^2] + v_{i+1,j+1}[2 \cdot \delta \cdot e_{23} \cdot h_j \cdot l_i] = 0. \end{aligned} \right\} \tag{11}$$

матрицы, на основе которого построено псевдорешение φ^+ .

Сингулярным разложением матрицы K (SVD-разложением) называется представление [18, 19]:

$$K = S\Lambda D^T,$$

где Λ – диагональная матрица сингулярных чисел; S и D – матрицы, сформированные из ортонормированных собственных векторов матриц KK^T и K^TK соответственно.

Псевдорешение φ^+ при точной правой части f представимо в виде:

$$\varphi^+ = D\Lambda^+ S^T f,$$

где матрица Λ^+ получается из матрицы Λ путем возведения в степень «-1» всех ненулевых элементов ее главной диагонали и замены на ноль элементов, достаточно близких к нему (порядка $10^{-10} \dots 10^{-8}$).

По найденным в результате решения системы уравнений (12) перемещениям u и v , в соответствии с (2) и (3), определяются действующие в обшивке напряжения σ_x , σ_y и τ , для чего формулы (2) и (3) необходимо представить в разностном виде.

Результаты численных расчетов

Ниже приведены результаты вычислительных экспериментов, выполненных на основе изложенного метода, алгоритм которого реализован в виде программы для ЭВМ на алгоритмическом языке программирования Maple. Для расчета напряжений в лонжероне лопасти под действием ветра использовался метод [3].

Расчеты выполнены для обшивок хвостовых отсеков ЛНВ вертолета типа Ми-38, при постоянных величинах шагов разбиения расчетной области вдоль оси Ox и оси Oy , т. е. при $l_i = l$ и $h_j = h$.

Расчетные распределения напряжений в лонжероне по длине лопасти несущего винта для скоростей ветра $V_b = 0$ м/с и $V_b = 20$ м/с представлены на рис. 4. Для валидации расчетной модели выполнено сравнение напряжений в обшивке хвостового отсека, расположенного на расстоянии 1,45–1,85 м от оси горизонтального шарнира, под действием сил собственного веса лопасти (скорость ветра $V_b = 0$ м/с), полученных в натурном эксперименте, выполненном НИЦ «Курчатовский институт»–ВИАМ совместно с «НЦВ Миль и Камов» при помощи тензорезисторов, наклеенных на нижнюю обшивку отсека, как показано на рис. 4, с расчетными значениями напряжений, полученными по предлагаемому методу.

Сравнение расчетных и экспериментальных значений продольных напряжений σ_x в обшивке хвостового отсека представлено на рис. 5.

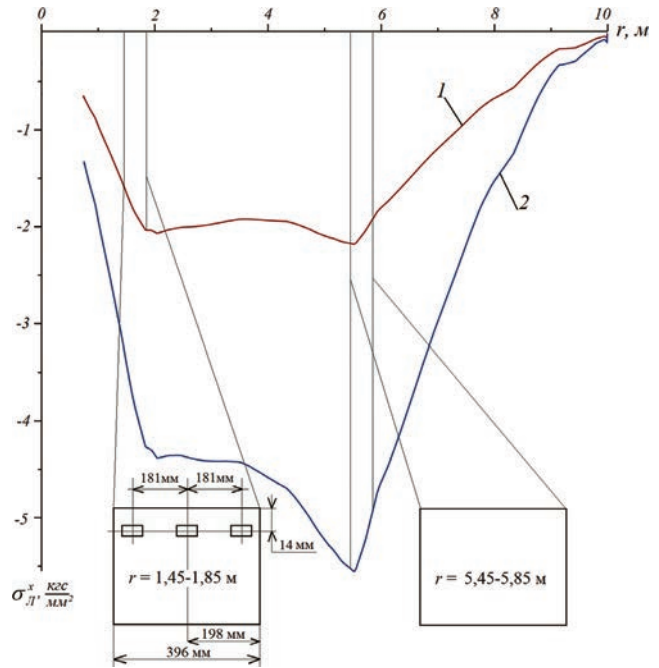


Рис. 4. Напряжения в лонжероне лопасти: 1 – $V_b = 0$ м/с; 2 – $V_b = 20$ м/с

Рис. 5 показывает хорошее совпадение расчетных и экспериментальных значений продольных напряжений σ_x в обшивке хвостового отсека.

Из рассмотрения рис. 4 следует, что наибольшие величины напряжений приходятся на обшивку хвостового отсека, расположенного на удалении 5,45–5,85 м по длине лопасти. Распределения продольных σ_x и поперечных σ_y напряжений в обшивке обозначенного хвостового отсека для скорости ветра $V_b = 20$ м/с при угле атаки -10° и угле скольжения 0° приведены на рис. 6.

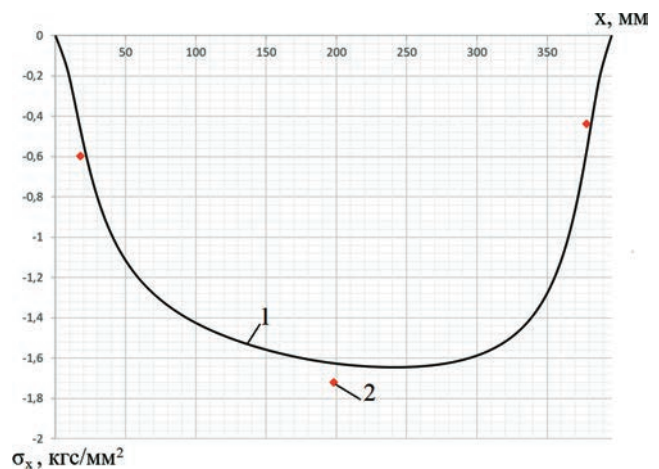


Рис. 5. Распределения продольных напряжений в обшивке по длине хвостового отсека: 1 – расчет; 2 – эксперимент

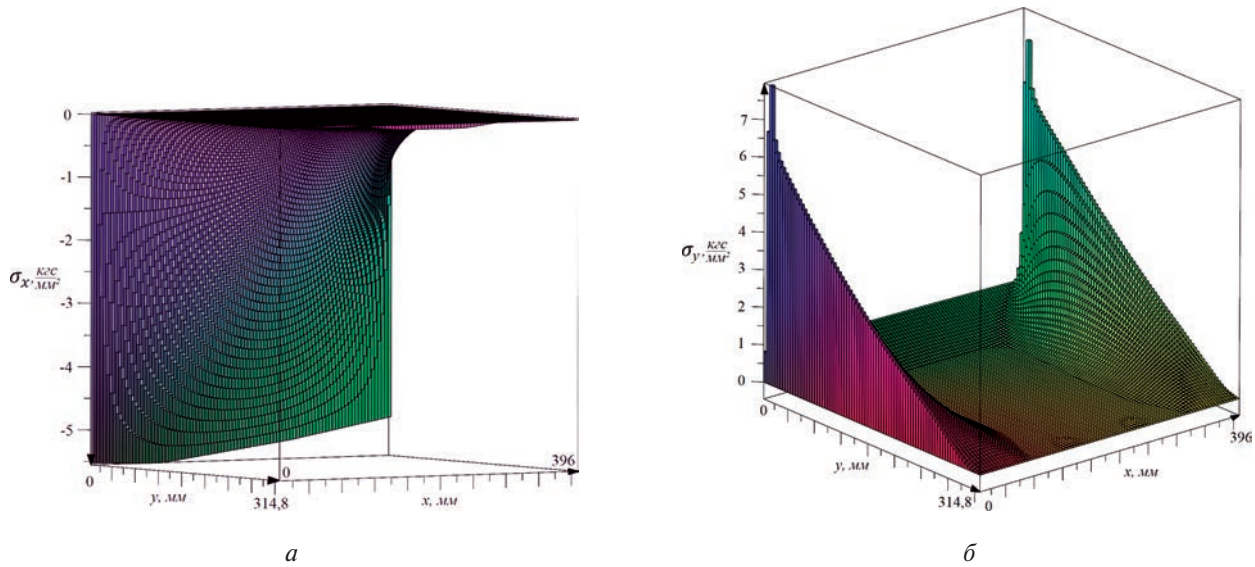


Рис. 6. Распределения продольных σ_x (а) и поперечных σ_y (б) напряжений в обшивке хвостового отсека при $V_B = 20$ м/с

С целью определения безопасной для эксплуатации ЛНВ предельной скорости ветра по условию прочности обшивок хвостовых отсеков выполнены расчеты НДС обшивок при различных скоростях ветра при выбранном направлении обдува. Уровень предельной безопасной для эксплуатации ЛНВ скорости ветра по условию прочности обшивки хвостового отсека будем оценивать по предельной деформации $\epsilon = 0,4\%$ [20].

Для оценки прочности материала в каждой расчетной точке воспользуемся понятием «эквивалентное напряжение», характеризующим сложное напряженное состояние материала. Такое эквивалентное напряжение сопоставимо с напряжением, полученным из испытаний материала при одноосном напряженном состоянии.

В качестве критерия прочности используем критерий прочности четвертой степени для анизотропного материала [11], в применении к плоскому напряженному состоянию имеющий вид

$$\frac{\sigma_x^2}{\sigma_0^2} + \frac{\sigma_y^2}{\sigma_{90}^2} + \frac{\tau^2}{\tau_0^2} + \sigma_x \sigma_y \left(\frac{4}{\sigma_{45}^2} - \frac{1}{\sigma_0^2} - \frac{1}{\sigma_{90}^2} - \frac{1}{\tau_0^2} \right) = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_x \sigma_y + \tau^2}, \quad (13)$$

где σ_x , σ_y и τ – действующие в материале напряжения; σ_0 , σ_{45} , σ_{90} , τ_0 – прочность материала при одноосном нагружении в соответствующих индексам направлениях по отношению к основе.

Этот же критерий справедлив и для изотропного материала, у которого прочностные характеристики во всех направлениях равны.

Из принятого критерия прочности (13) получено выражение для эквивалентного напряжения, при условии, что коэффициенты запаса прочности в разных направлениях по отношению к основе материала равны:

$$\sigma_{\text{эКВ}} = \frac{\sigma_x^2 + d_1 \sigma_y^2 + d_2 \sigma_x \sigma_y + d_3 \tau^2}{\sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_x \sigma_y + \tau^2}}. \quad (14)$$

Коэффициенты d_1 , d_2 , и d_3 характеризуют соотношения между прочностью материала в разных направлениях:

$$d_1 = \frac{\sigma_0}{\sigma_{90}}; \quad d_2 = \frac{4\sigma_0}{\sigma_{45}} - \frac{\sigma_0}{\sigma_{90}} - \frac{\sigma_0}{\tau_0} - 1; \quad d_3 = \frac{\sigma_0}{\tau_0}.$$

Зависимость максимальных эквивалентных напряжений $\sigma_{\text{эКВ max}}$ в обшивке наиболее нагруженного хвостового отсека от скорости ветра V_B , в сравнении с предельным значением напряже-

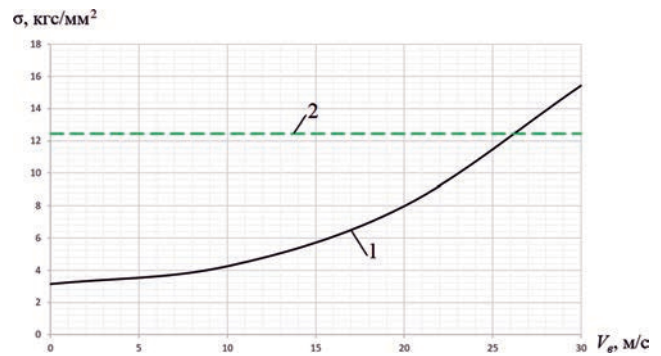


Рис 7. Зависимость максимальных эквивалентных напряжений от скорости ветра:

1 – $\sigma_{\text{эКВ max}}$; 2 – $\sigma_{0,4}$

ния $\sigma_{0,4}$, соответствующим деформации $\epsilon = 0,4\%$, приведена на рис. 7.

Из рис. 7 видно, что предельная скорость ветра при выбранном направлении обдува составляет значение порядка 26 м/с. Таким образом, проектировать лопасти несущего винта и, в частности, выбирать параметры хвостовых отсеков необходимо с учетом обеспечения заданной в техническом задании предельной скорости ветра, в том числе определяемой уровнем предельных напряжений в обшивке.

Из анализа полученных распределений и зависимостей напряжений (рис. 6 и 7) можно сделать следующие выводы:

– сжимающие продольные напряжения σ_x при определенных скоростях ветра могут приводить к появлению зоны локальной потери устойчивости обшивки вблизи задней стенки лонжерона;

– статическая прочность обшивки хвостового отсека при изгибе ЛНВ под действием ветра на стоянке определяется, главным образом, растягивающими поперечными напряжениями σ_y .

Выводы

1. Разработан метод расчета напряжений в обшивке хвостовых отсеков невращающейся лопасти несущего винта при стационарном воздействии ветра на стоянке вертолета.

2. Сравнительные расчеты продольных напряжений в обшивке хвостового отсека под действием сил собственного веса лопасти показали хорошую сходимость с экспериментальными данными.

3. Определена предельная скорость ветра по условию прочности обшивок хвостовых отсеков ЛНВ.

Список источников

1. Каргаев М.В. Анализ влияния ветра на эксплуатационные характеристики лопастей несущего винта вертолета // Молодежь. Техника. Космос: Труды XII общероссийской молодежной научно-технической конференции (23–25 апреля 2020; Санкт-Петербург). В 4 т. СПб.: Изд-во БГТУ «Военмех», 2020. Т. 1. С. 150–154.
2. Каргаев М.В., Мироненко Л.А. Расчет изгибных напряжений в незашвартованной лопасти вертолѐта, обдуваемой ветровым потоком // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 34–43.
3. Каргаев М.В. Расчет напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при статическом воздействии ветра // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 2. С. 34–42.
4. Каргаев М.В. Расчет динамических напряжений в лопасти несущего винта вертолета на базе нелинейной модели нагружения при нестационарном воздействии ветра // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 4. С. 52–60.
5. Иванов А.Н. Численное решение плоской задачи теории упругости применительно к расчету на прочность хвостовых отсеков лопасти вертолета // Труды опытно-конструкторского бюро. 1971. Т. 8. С.120–137.
6. Johnson W. Rotorcraft Aeromechanics. – NY: Cambridge University Press, 2013. – 927 p.
7. Bielawa R.L. Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity. – 2nd edition. Washington, DC: AIAA, 2006. – 584 p.
8. Суровцева О.Е. Прочность хвостовых отсеков лопасти несущего винта вертолета: дисс. ... канд. техн. наук. – Казань, 1994.
9. Дудник В.В. Конструкция вертолетов. – Ростов-на-Дону: Издательский дом ИУИ АП, 2005. – 158 с.
10. Лехницкий С.Г. Теория упругости анизотропного тела. – Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: Наука, 1977. – 416 с.
11. Ашкенази Е.К., Ганов Э.В. Анизотропия конструкционных материалов: Справочник. – 2-е изд., перераб. и доп. – Л.: Машиностроение, 1980. – 247 с.
12. Рябинович А.Л. Об упругих постоянных и прочности анизотропных материалов. – М.: Изд-во Бюро новой техники, 1946. – 55 с.
13. Варвак П.М., Варвак Л.П. Метод сеток в задачах расчета строительных конструкций. – М.: Стройиздат, 1977. – 154 с.
14. Horn R.A., Johnson C.R.. Matrix analysis. – 2nd edition. – NY: Cambridge University Press, 2013. – 662 p.
15. Воскобойников Ю.Е., Мицель А.А. Современные проблемы прикладной математики: Учебное пособие. Часть 1. Лекционный курс. – Томск: ТУСУР, 2015. – 136 с.
16. Ivanov V.K., Vasin V.V., Tanana V.P. Theory of Linear Ill-Posed Problems and its Applications. Utrecht, Boston, Koln, Tokyo: VSP, 2002. – 281 p.
17. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. – М.: Наука, 1986. – 285 с.
18. Тихонов А.Н., Гончаровский А.В., Степанов В.В., Ягола А.Г. Численные методы решения некорректных задач. – М.: Наука, 1990. – 229 с.
19. Брантон С.Л., Куц Дж.Н. Анализ данных в науке и технике / Пер. с англ. А.А. Слинкина. – М.: ДМК Пресс, 2021. – 542 с.
20. Ушаков А.Е. Методология обеспечения эксплуатационной живучести и безопасности авиаконструкций из ПКМ. – М.: Физматлит, 2012. – 204 с.

References

1. Kargaev M.V. *Materialy XII Obshcherossiiskoi molodezhnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Molodezh'. Tekhnika. Kosmos" (23–25 April 2020; St. Petersburg)*. V 4 tomakh. St. Petersburg, BGTU "Voenmekh", 2020, vol. 1, pp. 150–154.
2. 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.
3. Kargaev M.V. Stresses computing in the main rotor blade based on the nonlinear loading model under static wind impact. *Aerospace MAI Journal*, 2019, vol. 26, no. 2, pp. 34–42.
4. Kargaev M.V. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no. 4, pp. 52–60.
5. Ivanov A.N. *Trudy opytно-konstrukorskogo byuro*, 1971, vol. 8, pp. 120–137.
6. Johnson W. *Rotorcraft Aeromechanics*. NY, Cambridge University Press, 2013, 927 p.
7. Bielawa R.L. *Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity*. 2nd edition. Washington, DC, AIAA, 2006, 584 p.
8. Surovtseva O.E. *Prochnost' khvostovykh otsekov lopasti nesushchego vinta vertoleta* (Strength of the helicopter main rotor blade tail sections), Kandidat of technical science, Kazan, A.N. Tupolev KSTU, 1994, 8 p.
9. Dudnik V.V. *Konstruktsiya vertoletov* (Helicopter design), Rostov-on-Don, Izdatel'skii dom IUI AP, 2005, 158 p.
10. Lekhnitskii S.G. *Teoriya uprugosti anizotropnogo tela* (Elasticity theory of anisotropic body). 2nd ed. Moscow, Nauka, 1977, 416 p.
11. Ashkenazi E.K., Ganov E.V. *Anizotropiya konstruktsionnykh materialov* (Anisotropy of machine–building materials). 2nd ed. Leningrad, Mashinostroenie, 1980, 247 p.
12. Ryabinovich A.L. *Ob uprugikh postoyannykh i prochnosti anizotropnykh materialov* (On elastic constants and strength of anisotropic materials), Moscow, Byuro novoi tekhniki, 1946, 55 p.
13. Varvak P.M., Varvak L.P. *Metod setok v zadachakh rascheta stroitel'nykh konstruksii* (Method of grids in problems of building structures calculation), Moscow, Stroiizdat, 1977, 154 p.
14. Horn R.A., Johnson C.R.. *Matrix analysis*. 2nd ed. NY, Cambridge University Press, 2013, 662 p.
15. Voskoboinikov Yu.E., Mitsel' A.A. *Sovremennye problemy prikladnoi matematiki. Chast' 1. Lektsionnyi kurs* (Modern problems of applied mathematics. Part 1. Lecture course), Tomsk, TUSUR, 2015, 136 p.
16. Ivanov V.K., Vasin V.V., Tanana V.P. *Theory of Linear Ill-Posed Problems and its Applications*. Utrecht, Boston, Koln, Tokyo, VSP, 2002, 281 p.
17. Tikhonov A.N., Arsenin V.Ya. *Metody resheniya nekorrektnykh zadach* (Methods of ill–posed problems solving), Moscow, Nauka, 1986, 285 p.
18. Tikhonov A.N., Goncharovskii A.V., Stepanov V.V., Yagola A.G. *Chislennyye metody resheniya nekorrektnykh zadach* (Numerical methods for ill–posed problems solving), Moscow, Nauka, 1990, 229 p.
19. Brunton S.L., Kutz J.N. *Data-Driven Science and Engineering: Machine Learning, Dynamical Systems, and Control*. 2nd ed. NY, Cambridge University Press, 2022, 614 p.
20. Ushakov A.E. *Metodologiya obespecheniya ekspluatatsionnoi zhivuchesti i bezopasnosti aviakonstruksii iz PKM* (Methodology for ensuring operational survivability and safety of aircraft structures from PCM), Moscow, Fizmatlit, 2012, 204 p.

Статья поступила в редакцию 10.07.2023; одобрена после рецензирования 17.07.2023; принята к публикации 18.07.2023.

The article was submitted on 10.07.2023; approved after reviewing on 17.07.2023; accepted for publication on 18.07.2023.