УДК 533.6.072

Обеспечение боеготовности вертолетов, находящихся в зонах с повышенной ветровой активностью

Каргаев М.В.*

Акционерное общество «Московский вертолётный завод им. М.Л. Миля»,

ул. Гаршина, д. 26/1, Московская обл., Люберецкий р-н, пос. Томилино, 140070, Россия

*kargaev_mv@mail.ru

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

Введение

Одной из главных проблем, стоящих перед конструктором при создании вертолета, по-прежнему остается обеспечение прочности лопасти несущего винта. При создании несущих винтов большого диаметра, эта проблема усугубляется рядом обстоятельств. Величины нагрузок, при которых происходит разрушение, появляются остаточные деформации или нарушается функционирование лопасти, должны быть больше, чем максимальные нагрузки, возможные в эксплуатации. Обычно при проектировании лопасти несущего винта, в части обеспечения статической прочности ограничиваются её расчетом под действием сил собственного веса. При этом в эксплуатации вертолетов 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. Как правило, комплекты лопастей, имеющие подобные признаки, отстраняются от дальнейшей эксплуатации. А с момента отстранения комплекта лопастей, до облета вновь приобретённого – проходят месяцы. Что, безусловно, отрицательно сказывается на общей боеготовности части. Ситуация может быть и более тяжелой, в случае одновременного выведения из строя нескольких вертолетов.

Указанные явления оказываются возможными из-за малой собственной жёсткости лопастей несущего винта, что делает их весьма чувствительными к ветровому нагружению, при отсутствии вращения винта. Конструкторам при проектировании вертолётов необходимо принимать меры по обеспечению защиты от воздействий ветрового потока на стоянке.

Согласно пункту 29.675 b рекомендательного циркуляра AC 29-2C [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 выруливающего винтокрылого аппарата.

Актуальность темы исследования

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

Известны случаи разрушения лопастей несущего винта вертолётов типа Ми-6, Ми-24, Ми-26 и Ми-8 при воздействиях штормового ветра. При этом вертолёты выводились из строя, что отрицательно сказывалось на их боевой готовности, а следовательно и на боеготовности вертолетных частей.

Вместе с тем при относительно небольших скоростях ветра, напряжения, действующие в лопасти, могут превышать предел выносливости конструкции, вследствие проявления различного рода динамических эффектов. В зависимости от ветрового режима района базирования вертолётов и календарного срока службы лопастей доля усталостных повреждений, вносимых ветровыми нагрузками, может оказаться соизмеримой с повреждаемостью от полётного спектра нагрузок. Особенно значительным, может быть, изменение характеристик усталостной прочности конструкции при действии экстремальных ветровых нагрузок, близких к максимально допустимым по условию статической прочности.

Статическая устойчивость

С практической точки зрения, при рассмотрении вопроса о воздействии ветра на невращающуюся лопасть несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке, важными являются задачи определения наиболее опасного направления и

максимально допустимой скорости ветра для незашвартованной лопасти несущего винта при заданном положении вертолёта на стоянке.

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

Известно, что на скользящем крыле зависимость коэффициента нормальной силы профиля от угла атаки α_r, рассчитанная по составляющей скорости нормальной передней кромке, имеет практически одинаковую с прямым крылом производную по углу атаки. Зависимость $C_n = f(\alpha)$, для интересующих нас углов атаки, может быть без больших погрешностей аппроксимирована кусочно-линейной характеристикой.

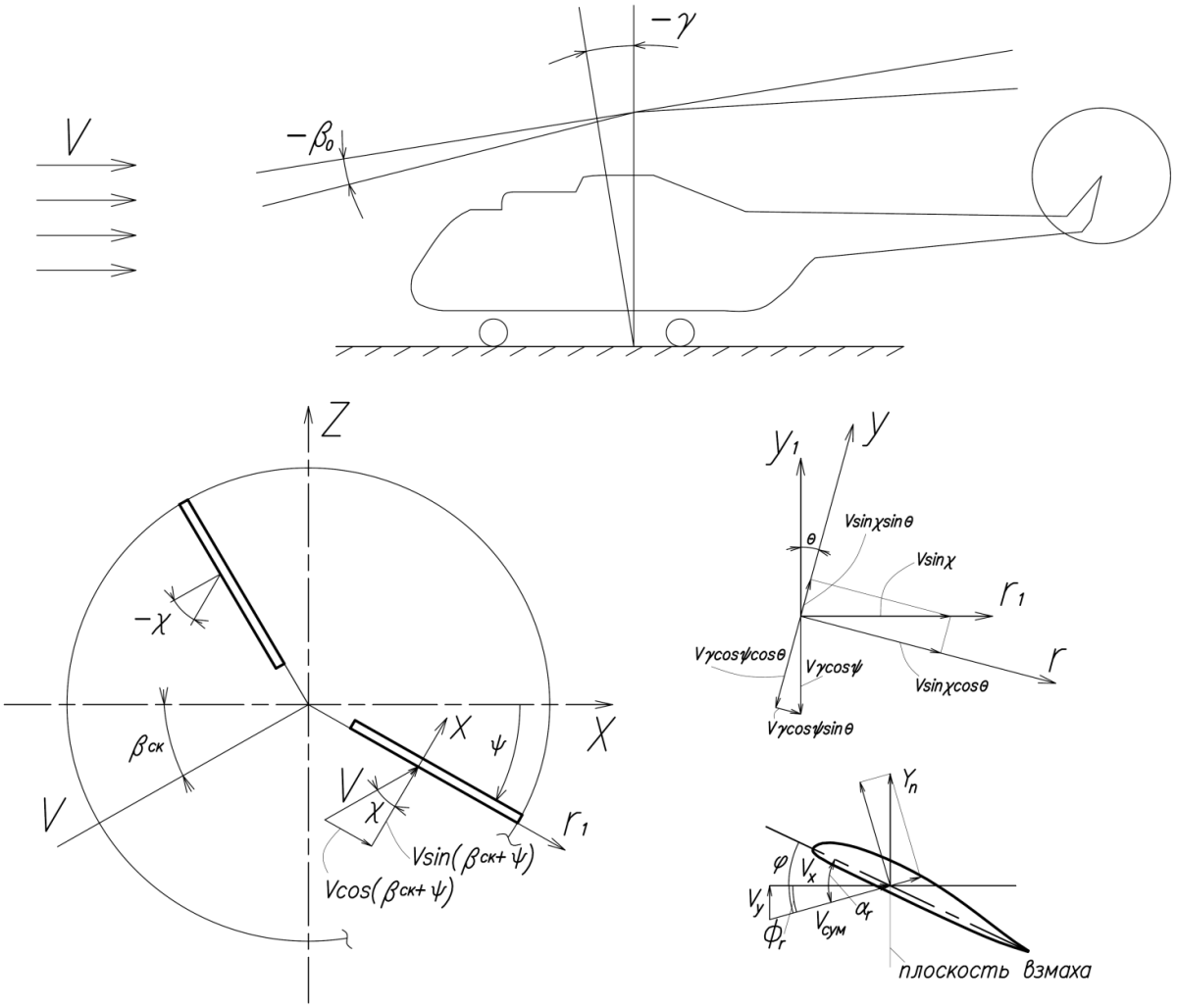


Рисунок 1 – Схема обтекания лопасти несущего винта при обдуве вертолёта горизонтальным ветровым потоком

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

С учётом изложенного, погонная аэродинамическая сила, действующая на лопасть в плоскости взмаха при косой обдувке, определяется по выражению:

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

Для решения поставленной задачи, воспользуемся методом Эйлера.

Полученное уравнение статической аэроупругой устойчивости лопасти НВ для режима косой обдувки имеет вид:

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

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

$$y'' = 0 \ \ и \ \ y''' = 0 \ \ при \ r = R$$
$$y = 0 \ \ и \ \ y' = 0 \ \ при \ r = 0.$$

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

Получим решение для случая однородной лопасти, имеющей постоянные жесткостные и аэродинамические характеристики.

Предварительно произведя алгебраические и тригонометрические преобразования, введём обозначения:

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

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

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

Тогда уравнение для однородной лопасти примет вид:

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

Общее решение уравнения, равное сумме общего решения соответствующего однородного уравнения и частного решения неоднородного уравнения, имеет вид:

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

Подчиняя это решение граничным условиям, получим систему неоднородных алгебраических уравнений относительно постоянных C_1, C_2, C_3, C_4.

Запишем систему в матричной форме $Ac = B$, тогда задача вычисления элементов обратной матрицы A^{-1} эквивалента задаче решения системы уравнений $Ac = B$ при любых правых частях B. Из этого следует, что решение вопроса аэроупругой устойчивости лопасти под действием статического воздействия ветра определяется только общим решением однородного уравнения $y^{IV} - w^3 y' = 0$, т.е. аэродинамической нагрузкой, обусловленной лишь углами поворота сечений упругой оси лопасти.

Определитель, составленный из коэффициентов матрицы A, имеет вид:

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

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

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

Численное решение данного уравнения даёт корень $wR = -1.85$.

После подстановки найденного значения wR, и разрешения полученного уравнения относительно критического скоростного напора, получим:

$$q_{кр} = -\frac{6.33EI}{C_n^{\alpha} bR^3} \frac{2}{\sin 2\chi} .$$

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

Видно, что при заданном направлении обдува вертолёта потеря устойчивости лопасти вертолёта возможна лишь при отрицательных значениях угла скольжения.

В случае $\beta_{ск} = 0$ такие условия реализуются при положениях лопасти на азимутах $\psi > 90^\circ$ и $\psi < 270^\circ$, т.е. при положениях лопасти в левом переднем секторе при обдуве с передней кромки, или в правом – переднем секторе – при обдуве лопасти с задней кромки.

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

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

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

$$\delta_в = \frac{C_n^\alpha bR^3}{6EI},$$

который можно назвать ветровой коэффициент лопасти.

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

Получим решение для лопасти с неоднородными параметрами. Учитывая, что величина критической скорости зависит только от аэродинамической нагрузки, обусловленной лишь углами поворота сечений упругой оси лопасти, исходное уравнение запишем в виде:

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

Граничные условия остаются прежними. Решение однородной краевой задачи можно получить методом прямой итерации.

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

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

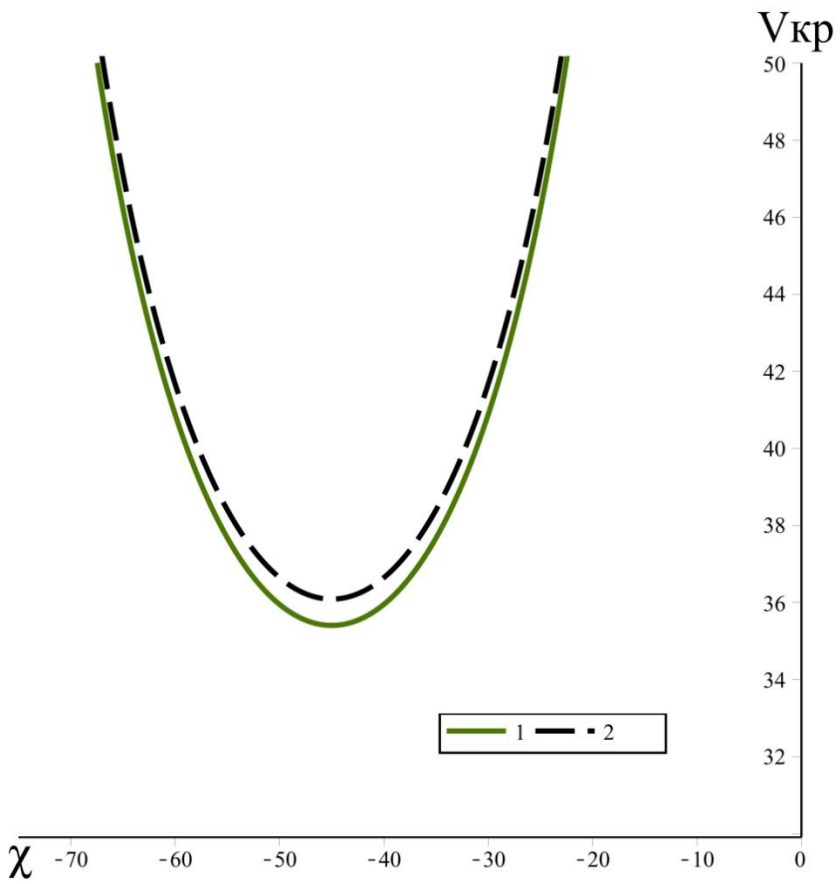


Рисунок 2 – Изменение критической скорости лопасти несущего винта вертолёта Ми-8 в зависимости от направления обдува: 1 – обдув с передней кромки, 2 – обдув с задней кромки

На рисунке 2 видно, что зависимость критической скорости от направления обдува лопасти, определяемого углами скольжения χ, имеет весьма пологий минимум в области $\chi = -45^\circ$ ($\psi = 135^\circ$ при обдуве лопасти с передней кромки при $\beta_{ск} = 0$). Минимальное значение критической скорости для лопасти вертолета Ми-8, соответствующее углу скольжения $\chi = -45^\circ$, составляет 35,4 м/с.

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

При решении задачи для однородной лопасти был введён ветровой коэффициент лопасти $\delta_в$. Минимальный критический скоростной напор может быть выражен через $\delta_в$ следующим образом:

$$q_{кр}^{\min} = \frac{2.11}{\delta_в}.$$

Для неоднородной лопасти коэффициент $\delta_в$, исходя из его физического смысла, равен значению $y'(r)$ при $r = R$. Имеем:

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

Таким образом, для определения минимального критического скоростного напора неоднородной лопасти, имеющей переменные по длине аэродинамические и жесткостные характеристики, достаточно предварительно вычислить коэффициент $\delta_в$. Значения ветрового коэффициента $\delta_в$ для лопасти несущего винта вертолёта Ми-8 составляет 0,002693.

Расчет напряжений в лопасти при статическом воздействии ветра

Будем определять напряжения в незашвартованной лопасти заторможенного несущего винта при обдуве вертолёта, находящегося на стоянке, горизонтальным ветровым потоком.

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

Для расчёта изгибных напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта, подверженной воздействию ветра, может быть использована следующая метод. Он состоит в определении положений точек упругой оси, идеализированной модели лопасти. Эти положения полностью определяют форму деформаций, а следовательно, и величину действующих в лопасти изгибных напряжений.

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

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

Уравнение (1) методом Галеркина, приводится к уравнению относительно неизвестного коэффициента деформации. Который определяется при условии пренебрежения дополнительными аэродинамическими нагрузками, обусловленными упругими деформациями лопасти и с их учётом.

Разрешая уравнение (1), относительно коэффициента деформации δ_j, после некоторых преобразований имеем:

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

Из (2) видно, что коэффициент δ_j зависит от направления и величины скорости ветрового потока.

Проделывая аналогичные для (2) выкладки, получим следующее выражение для коэффициента деформации «жесткой» лопасти:

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

Из сравнения полученных соотношений определён коэффициент увеличения нагрузки, на основе которого построено решение, позволяющее избегать необходимости прямого интегрирования исходного уравнения.

Введем понятия коэффициента увеличения нагрузки:

$$K_B = \frac{\delta_j}{\delta_{ж_j}} = \frac{1}{1 + \frac{q\sin 2\chi}{q_{кр}^{\min}}}, \qquad (3)$$

который 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:

$$\delta_j = K_B \delta_{ж_j}. \qquad (4)$$

Для углов поворота упругой оси лопасти, получим:

$$\theta = K_B \sum_j \delta_{ж_j}\theta^{(j)} = K_B\theta_{ж}, \qquad (5)$$

где $\theta_{ж}$ - функция углов поворота упругой оси «жесткой» лопасти, являющаяся решением уравнения (1), в котором пренебрегается дополнительными аэродинамическими нагрузками, обусловленными упругими деформациями лопасти. После его троекратного интегрирования, получим:

$$\theta_{ж} = \frac{\rho V^2}{2}\cos\chi^2 \int_0^r \frac{1}{EI}\int_r^R\int_r^R C_n^{\alpha} b\alpha_{ж} dr^3 - \int_0^r \frac{1}{EI}\int_r^R\int_r^R mgdr^3. \qquad (6)$$

Зная, что $\theta = y'$, а $M = EIy'' = EI\theta'$, с учетом (5), получим:

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

где:

$$y_{ж} = \frac{\rho V^2}{2}\cos\chi^2 \int_0^r\int_0^r \frac{1}{EI}\int_r^R\int_r^R C_n^{\alpha} b\alpha_{ж} dr^4 - \int_0^r\int_0^r \frac{1}{EI}\int_r^R\int_r^R mgdr^4,$$

$$M_{ж} = \frac{\rho V^2}{2}\cos\chi^2 \int_r^R\int_r^R C_n^{\alpha} b\alpha_{ж} dr^2 - \int_r^R\int_r^R mgdr^2. \qquad (7)$$

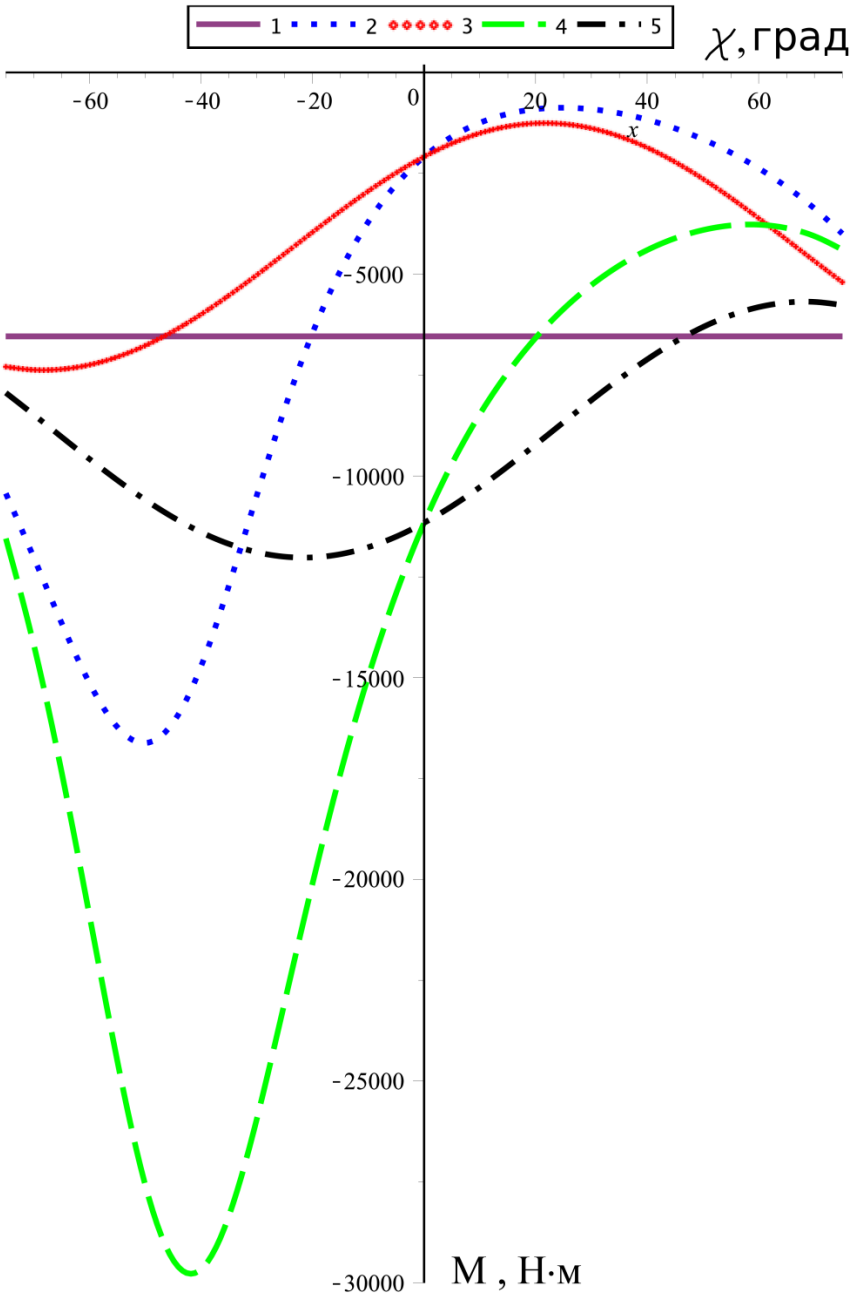
$\alpha_{ж}$ - угол атаки гипотетической «жесткой» лопасти, прогибы которой не изменяют углов атаки сечений:

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

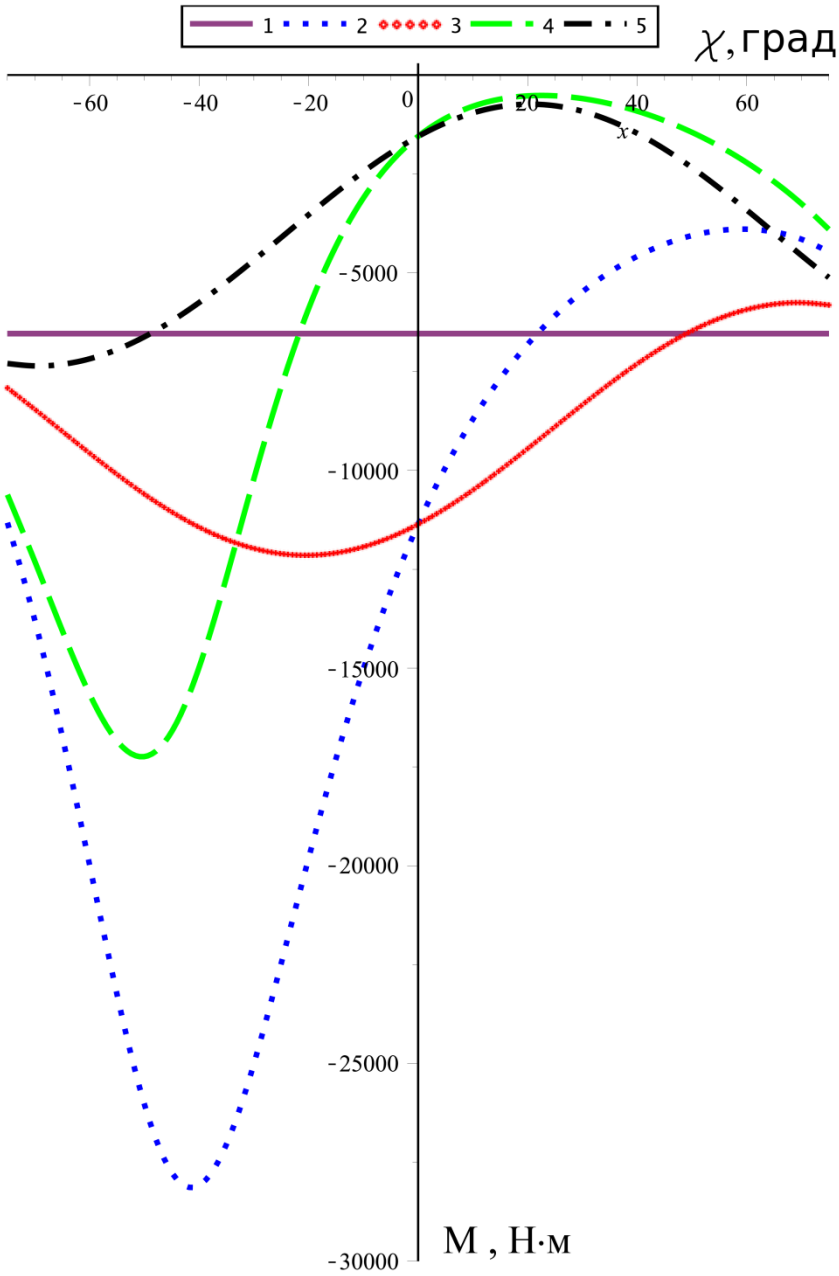
Таким образом, получены выражения для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений $\sigma = M/W$, W – момент сопротивления изгибу сечения) непосредственно через их значения для «жесткой» лопасти.

По изложенному методу 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 перекоса.

Результаты расчётов приведены на рисунке 3, где: 1 – изгиб лопасти под собственным весом, 2 – обдув с задней кромки упругой лопасти, 3 – обдув с задней кромки «жёсткой» лопасти, 4 – обдув с передней кромки упругой лопасти, 5 – обдув с передней кромки «жёсткой» лопасти.



а) $\theta_0 = -5^\circ, \mathrm{V} = 28$ м/с.



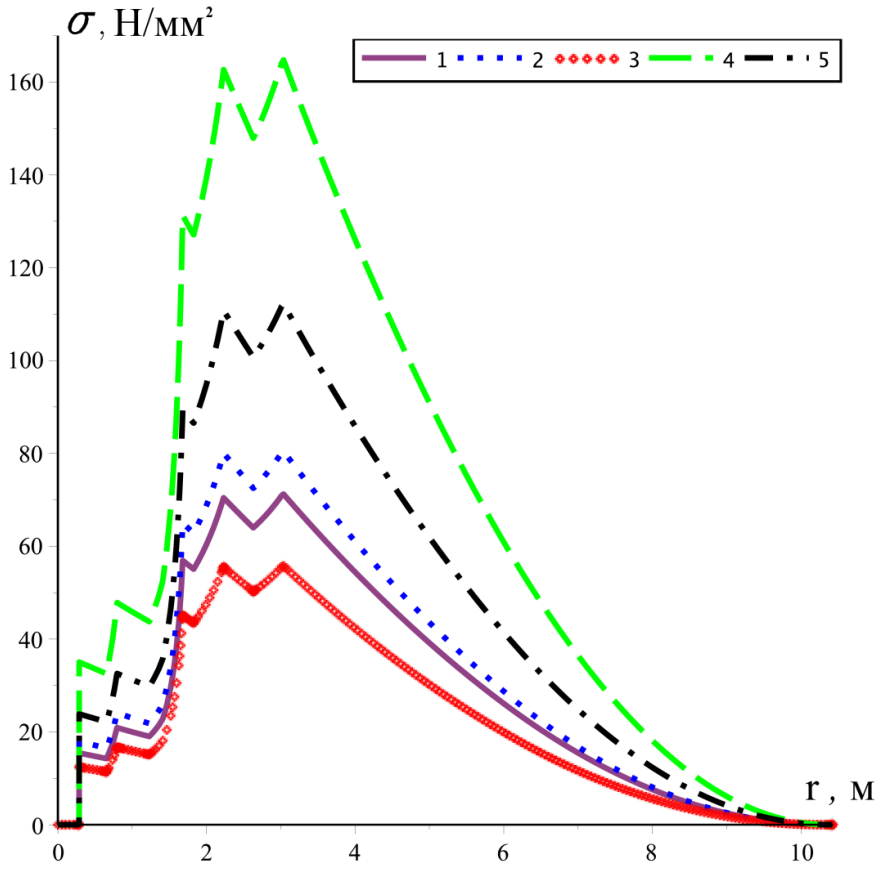
б) $\theta_0 = 5^\circ$, $V = 28$ м/с.

Рисунок 3 – Изменение изгибающего момента в заделке 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. Отличие 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 «жёсткой», 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 возрастания скорости потока указанная закономерность проявляется сильнее.

Из рисунка 3 также видно, что опасными по условию обеспечения прочности лопасти являются режимы косой обдувки при отрицательных углах скольжения $\chi \approx -45^{\circ}$. 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 рисунке 4, обозначение кривых сохранено.

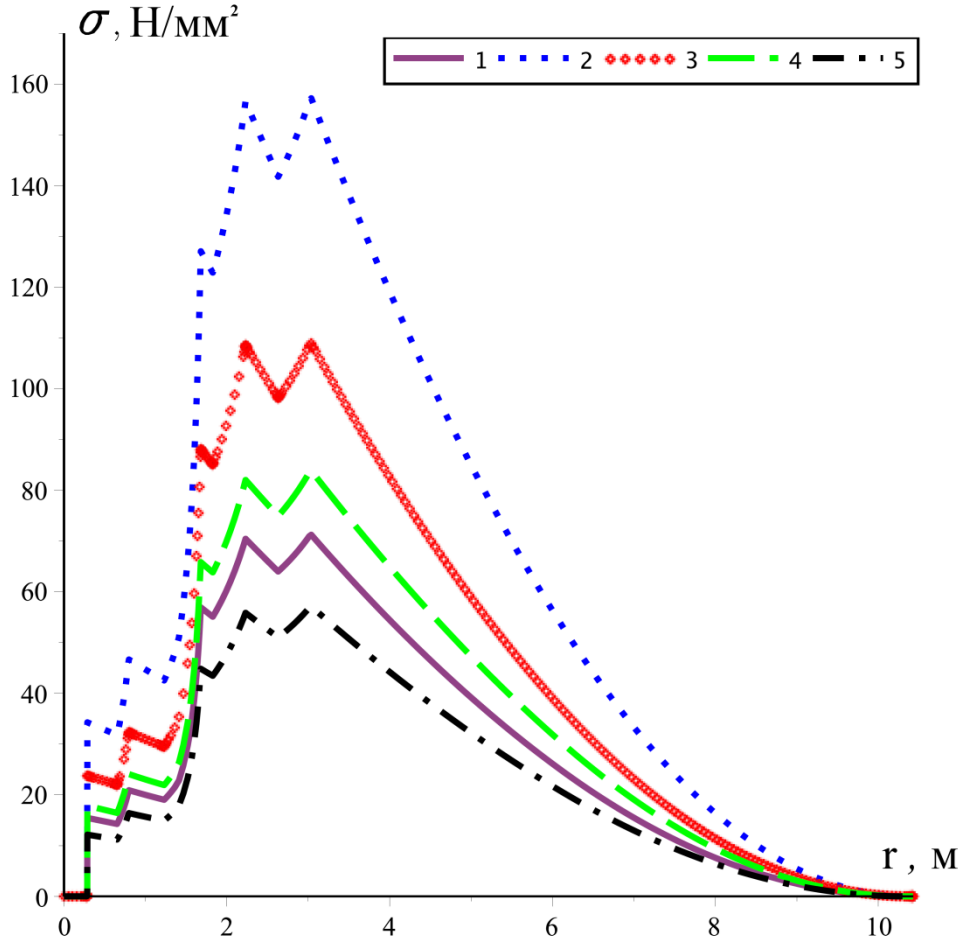


а) $\theta_0 = -10^{\circ}$, $V = 20$ м/с.

Определение безопасных границ эксплуатации вертолёта

Параметрами, характеризующими безопасность лопасти при ветровом воздействии, являются значения скоростей ветра, соответствующие точке пересечения зависимостей изгибающего момента в самом нагруженном сечении лопасти с предельными уровнями изгибающих моментов: предельный момент по условию прочности лонжерона лопасти, предельный момент по условию взмаха лопасти над упором горизонтального шарнира.

Значения скоростей ветра, соответствующих моменту достижения того или иного предельного состояния, изменяются в зависимости от направления обдува лопасти и угла установки характерного сечения лопасти. Интерес представляют минимальные значения этих скоростей при наиболее неблагоприятных (критических) направлениях обдува для заданного угла установки характерного сечения.



б) $\theta_0 = 10^\circ$, $V = 20$ м/с.

Рисунок 4 – Распределения изгибных напряжений по длине лопасти.

Построим зависимости критических углов скольжения и соответствующих им значений предельных по условию прочности скоростей ветра, а также зависимости

предельных скоростей по условию отсутствия взмаха, в зависимости от угла установки характерного сечения для режимов обдувки с передней и задней кромок. Предельные по условию прочности скорости (рисунок 5) пересекаются в точке, абсцисса которой, определяет значение оптимального угла установки. При этом критический угол скольжения составляет -45˚, а предельная скорость имеет одинаковые значения как для режима обдува с передней кромки, так и с задней кромки. Расчётные зависимости предельных скоростей ветра по условию отсутствия взмаха лопасти над упором горизонтального шарнира (рисунок 6), при приближении углов установки к оптимальному неограниченно возрастают.

Поскольку интерес представляют условия нагружения лопасти в системе несущего винта вертолёта, на котором при любом направлении воздействия ветра всегда имеются лопасти, обдуваемые как с передней, так и с задней кромок, то при установке характерного сечения лопастей на угол равный оптимальному диапазон безопасных скоростей для несущего винта в целом будет наибольшим. Это позволяет рекомендовать при стоянке вертолёта устанавливать угол общего шага на угол равный оптимальному, для Ми-8 – 2˚. При этом предельная безопасная для эксплуатации скорость ветра составляет 29 м/с. В то время как её минимальное значение составляет 23 м/с. **Таким образом**, для данной лопасти, диапазон безопасных эксплуатационных скоростей ветра может быть увеличен на 26%.

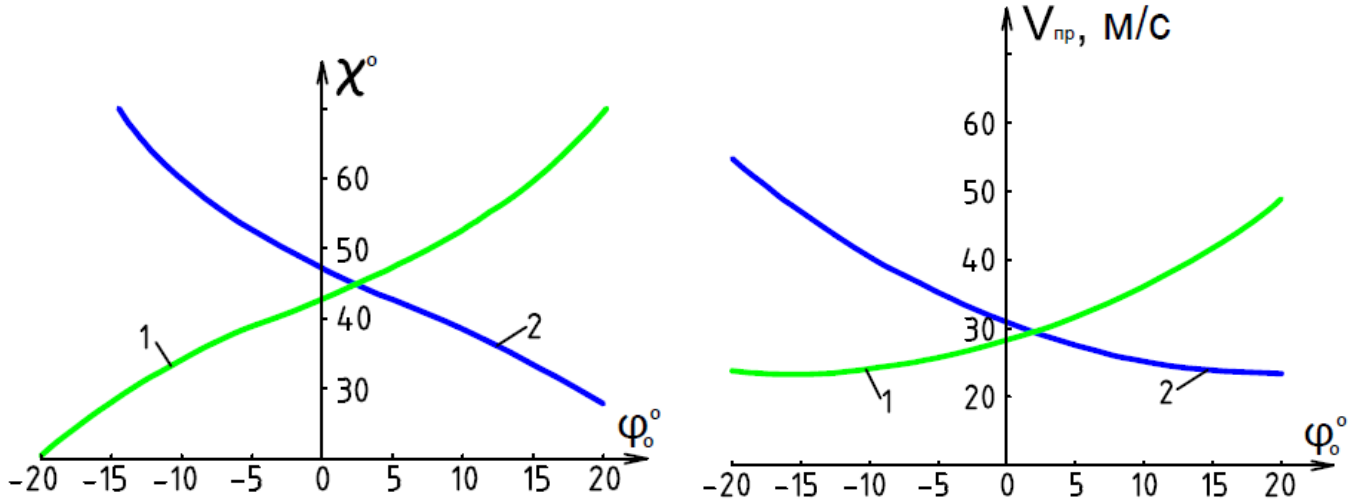


Рисунок 5 – Изменение критического угла скольжения и предельных по условию прочности скоростей ветра: 1 – обдув с передней кромки; 2 – обдув с задней кромки.

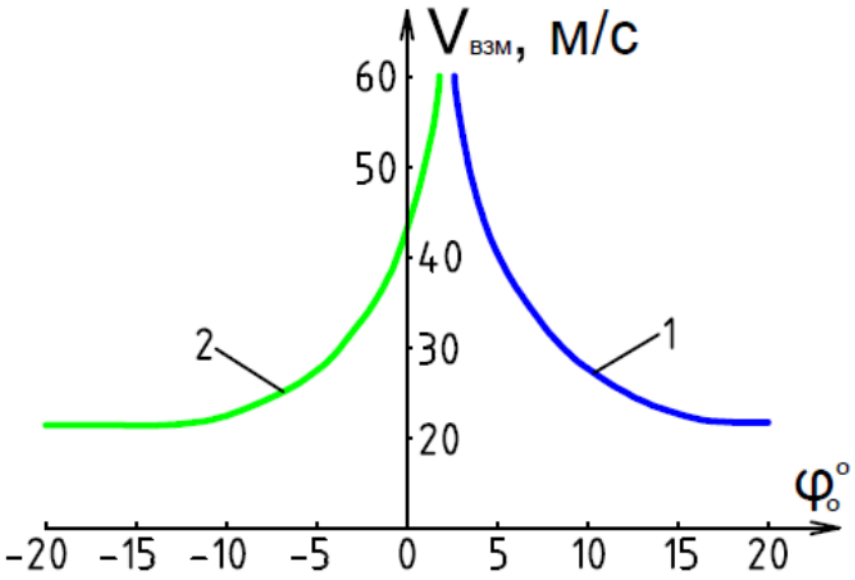


Рисунок 6 – Изменение предельных скоростей ветра по условию отсутствия взмаха лопасти над упором горизонтального шарнира втулки: 1 – обдув с передней кромки; 2 – обдув с задней кромки.

Выводы

1. Установлено, что потеря устойчивости незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта под воздействием ветра возможна только на режимах косой обдувки с отрицательными углами скольжения – при расположении лопасти концом навстречу ветровому потоку.
2. Получены расчётные формулы для определения критических скоростей ветрового потока однородных и неоднородных лопастей в зависимости от угла скольжения – их азимутального положения.
3. Для оценки характеристик устойчивости лопастей несущего винта вертолета под воздействием ветра предложен критерий $\delta_в$ – ветровой коэффициент лопасти.
4. Предложена методика расчёта изгибных напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта, находящегося на стоянке в условиях штормового ветра.
5. Определён коэффициент увеличения нагрузки, на основе которого построено решение, позволяющее избегать необходимости прямого интегрирования исходного дифференциального уравнения изгиба лопасти под воздействием ветра.
6. Получены выражения, удобные для вычисления прогибов, углов поворота и изгибающих моментов (напряжений) непосредственно через их значения для «жесткой» лопасти.
7. Получены значения предельных для эксплуатации скоростей ветра.
8. Определён оптимальный угол установки общего шага.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Учёт полученных в настоящем исследовании результатов позволит:

– проектировать вертолёты, обеспечивая требуемую нормами прочности безопасность эксплуатации лопастей несущего винта вертолёта, при заданных эксплуатационных скоростях ветрового потока;

– разработать методику исследования технического состояния агрегатов несущего и рулевого винтов вертолётов после воздействия штормового ветра на стоянке. Основательней подходить к вопросу об отстранении комплектов лопастей от эксплуатации;

– разработать рекомендации по обеспечению прочности и надёжности лопастей при действии ветра на стоянке на этапах проектирования и эксплуатации.

– для каждого типа вертолёта использовать своё собственное теоретически обоснованное значение конструктивного угла установки лопастей несущего винта вертолёта (угла «общего шага») в стояночном положении, равное оптимальному. Вместо ныне используемого интуитивного значения в ноль градусов;

– определить величину предельной (разрушающей) скорости ветра на стоянке для различных типов незашвартованных лопастей.

– располагая данными метеослужбы и установленными теоретически значениями предельных скоростей ветра, эксплуатант может своевременно принять меры по обеспечению сохранности лопастей несущего винта, в случае превышения скоростей ветра их безопасных значений;

– располагая данными о предельных скоростях ветра, можно определить районы, в которых возможно безопасное безаэродромное базирование вертолёта по условиям отсутствия ущерба от ветрового воздействия. А также места, в которых придётся принимать дополнительные меры для осуществления безопасной наземной эксплуатации.

– определить вероятность разрушения, необходимость и степень защиты (швартовки) лопастей несущего винта существующих типов вертолётов для различных районов базирования.

Комплекс указанных мероприятий, позволяет исключить ущерб, приносимый ветром вертолётам, и осуществлять их безопасную эксплуатацию; обеспечить необходимый уровень боеготовности вертолетов, находящихся в зонах с повышенной ветровой активностью.

Библиографический список

1. Advisory circular 29-2C. Certification of transport category rotorcraft. US Department of Transportation, 2016, p. 1389.
2. Авиационные правила Часть 29. – М.: ОАО «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. *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. *Каргаев М.В., Мироненко Л.А.* Расчёт напряжений в незашвартованной лопасти несущего винта вертолёта находящегося на стоянке, при статическом воздействии ветра. Гагаринские чтения – 2018: XLIV Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов. Том 1: М.: Моск. Авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2018. 393 с.
6. *Каргаев М.В.* К вопросу проектирования лопастей несущего винта вертолета, подверженных воздействию ветрового потока. Итоги диссертационных исследований. Том 2. – Материалы X Всероссийского конкурса молодых ученых. – М.: РАН, 2018. – 99 с.
7. *Каргаев М.В.* Определение оптимального угла установки лопастей несущего винта вертолета, находящегося на стоянке, при статическом воздействии ветра. 17-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018». 19-23 ноября 2018 года. Москва. Тезисы. – Типография «Люксор», 2018. – 740 с.
8. *Каргаев М.В.* Эксплуатация лопастей несущего винта вертолета в условиях ветрового воздействия. Исследования и перспективные разработки в машиностроении – 2018: V Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов: Сборник тезисов докладов., 2018. (в печати).
9. *Каргаев М.В.* Анализ эффективности швартовки лопастей несущего винта вертолета при статическом воздействии ветра. Гагаринские чтения – 2019: XLIV Международная молодёжная научная конференция: Сборник тезисов докладов. Том 1: М.: Моск. Авиационный ин-т (национальный исследовательский университет), 2019. (в печати).