

УДК: 629.735.33.014.16:533.662.6

## РАСЧЕТ НАГРУЗОК НА ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НЕСУЩИМ ВИНТОМ ВЕРТОЛЕТА ОДНОВИНТОВОЙ СХЕМЫ

Б.Л. АРТАМОНОВ, М.М. КРУЧИНИН

В статье изложен метод расчета моментов относительно оси осевого шарнира втулки несущего винта от действия аэродинамических и инерционных сил, возникающих на лопасти. Приняты допущения о том, что лопасти абсолютно жесткие и имеют прямоугольную форму в плане. Маховое движение лопасти описывается с точностью до первой гармоники ряда Фурье, индуктивная скорость считается равномерно распределенной по диску винта.

Аэродинамическая составляющая шарнирного момента находится численным интегрированием погонных сил по радиусу лопасти с учетом аэродинамических характеристик профилей, полученных по данным испытаний в аэродинамической трубе при различных углах атаки и числах Маха. Момент от упругих сил определяется для втулки винта с пластинчатым торсионом. На основе данных о величинах шарнирных моментов рассчитываются нагрузки на кольцо автомата перекоса, возникающие при различных азимутальных положениях вращающихся лопастей винта.

Расчеты, выполненные на примере несущего винта вертолета Ми-34, показали, что средние за оборот нагрузки в канале управления общим шагом  $P_{\text{ош}}$  возрастают по скорости полета. При этом усилия в канале продольного управления  $P_{\text{прод}}$  составляют до 80 % от усилия в канале общего шага, а в канале поперечного управления  $P_{\text{поп}}$  – до 40 %, что хорошо согласуется с приведенными данными летных испытаний.

**Ключевые слова:** несущий винт, шарнирные моменты.

Рулевые приводы системы управления (СУ) несущим винтом (НВ) вертолета нагружаются циклическими нагрузками, приходящими с лопастей от аэродинамических, упругих и инерционных сил. Для эффективного управления вертолетом рулевые приводы должны быть рассчитаны на эти нагрузки. В настоящее время при выборе параметров гидроусилителей (ГУ) и других агрегатов СУ вертолета используются, в основном, данные летных и стендовых испытаний, поскольку нет достаточно надежных и универсальных методов расчета нагрузок на элементы СУ вертолета, работоспособных на всех режимах полета.

Задача расчета шарнирных моментов, нагружающих СУ несущим винтом вертолетов, рассматривалась многими отечественными учеными [1, 2, 3]. Так, например, в работе [1] применительно к проблеме махового флаттера НВ на режимах осевого и косоугольного обтекания НВ получено дифференциальное уравнение движения абсолютно жесткой лопасти относительно осевого шарнира, однако исследование нагрузок в СУ не проводилось. В работе [2] с помощью теории подобия решалась задача пересчета шарнирного момента, определенного по испытаниям модели в аэродинамической трубе, на исследуемый вариант вертолета. Но алгоритм расчета шарнирного момента для лопасти произвольной геометрической и аэродинамической компоновки не приводится.

Наиболее подробно проблема расчета шарнирного момента на втулке НВ и усилий, возникающих от него в СУ, рассмотрена в монографии [3]. Здесь так же, как в работе [1], получено дифференциальное уравнение движения абсолютно жесткой лопасти относительно осевого шарнира с учетом составляющих шарнирного момента от изгибных и крутильных колебаний лопасти. Показан примерный вид зависимости усилий в системе продольного управления и управления общим шагом, но алгоритма расчета усилий для заданной лопасти не приводится.

В докладе [6] рассмотрен метод расчета шарнирных моментов с учетом упругости лопастей в плоскостях тяги, вращения и кручения. Результаты расчетов хорошо совпадают с летным экспериментом для режимов полета со средними скоростями, но имеются значительные расхождения на малых и максимальных скоростях полета вертолета.

Поэтому представляется целесообразным решить задачу об определении нагрузок, приходящих на органы управления несущим винтом, на примере вертолета с известными параметрами.

рами несущего винта, втулки, автомата перекоса (АП), аэродинамическими характеристиками профилей и сравнить их с данными летных испытаний для различных режимов полета вертолета.

### ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим НВ с числом лопастей, равным  $k_n$  (рис. 1). Усилия в системе управления НВ распределяются и воспринимаются следующим образом. Вертикальные тяги, соединяющие рычаг поворота лопасти с тарелкой АП, нагружаются осевыми силами от каждой лопасти. При этом детали СУ, соединяющие АП с ГУ, а также детали крепления ГУ нагружаются суммарной осевой силой  $P_\Sigma$  и моментами от всех лопастей НВ. При этом  $P_\Sigma$  нагружает шток ГУ общего шага, а  $M_x$  и  $M_z$  соответственно – штоки ГУ поперечного и продольного управления.

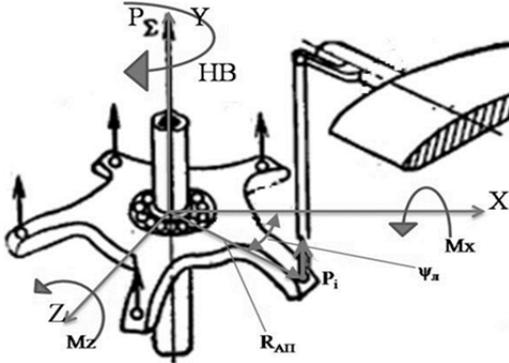


Рис. 1. Нагрузки на тарелку автомата перекоса, приходящие с лопасти НВ

- В качестве допущений примем:
- лопасти НВ абсолютно жесткие (упругих деформаций – нет),
  - $\omega$  (угловая скорость вращения НВ) не зависит от времени,
  - тяги поворота лопасти перпендикулярны плоскости вращения НВ,
  - лопасти НВ имеют прямоугольную форму в плане,
  - ось осевого шарнира лежит на хорде лопасти.

Для  $k$ -лопастного винта справедливы следующие отношения  $i = 1 \dots, k_n$ :

$$P_\Sigma(\psi) = \sum_{i=1}^{k_n} P_i(\psi_i), \quad M_z(\psi) = R_{АП} \sum_{i=1}^{k_n} P_i(\psi_i) \cos \psi_i, \quad M_x(\psi) = -R_{АП} \sum_{i=1}^{k_n} P_i(\psi_i) \sin \psi_i,$$

$$\psi_i = \psi + \Delta \psi_n (i-1), \quad \Delta \psi_n = \frac{2\pi}{k_n}.$$

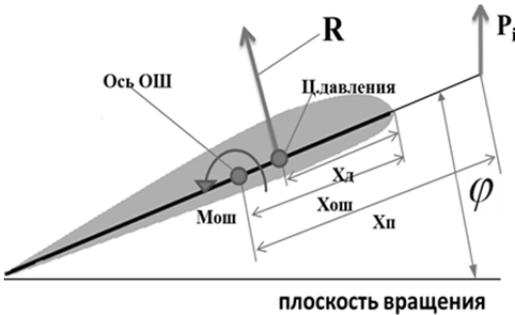


Рис. 2. Силы и моменты, действующие относительно осевого шарнира

Будем рассматривать квазиустановившиеся режимы полета, на которых силы и моменты, действующие на вертолет, сбалансированы. Запишем уравнение моментов относительно осевого шарнира  $i$ -й лопасти (рис. 2):

$$M_{P_i} - M_{инер} - M_{торс} + M_{аэро} = 0.$$

Здесь

- $M_{P_i} = P_i x_{Pi} \cos \phi$  – момент от силы с поводка  $i$ -й лопасти,
  - $M_{инер}$  – момент инерционных сил относительно оси ОШ  $i$ -й лопасти;
  - $M_{торс}$  – момент сил упругости в осевом шарнире  $i$ -й лопасти;
  - $M_{аэро}$  – момент аэродинамических сил, действующих на  $i$ -ю лопасть.
- Из уравнения моментов следует:

$$P_i = \frac{-(-M_{инер} - M_{торс} + M_{аэро})}{x_{Pi} \cos \phi} = \frac{-M_\Sigma}{x_{Pi} \cos \phi}.$$

Таким образом, задача сводится к нахождению суммарного момента  $M_\Sigma$ , действующего на лопасть относительно ОШ.

Задачу будем решать в безразмерном виде, определив:  $\bar{R}_{АП} = \frac{R_{АП}}{R}$ ,  $\bar{x}_П = \frac{x_П}{R}$ .

Тогда коэффициенты осевых сил  $i$ -х лопастей будут равны

$$C_{Pi} = \frac{-m_\Sigma}{\bar{x}_П \cos \varphi}.$$

Коэффициент суммарной осевой силы, продольного и поперечного моментов управления:

$$C_p(\psi) = \sum_{i=1}^{k_n} C_{Pi}(\psi_i), \quad m_z(\psi) = \bar{R}_{АП} \sum_{i=1}^{k_n} C_{Pi}(\psi_i) \cos \psi_i, \quad m_x(\psi) = -\bar{R}_{АП} \sum_{i=1}^{k_n} C_{Pi}(\psi_i) \sin \psi_i,$$

$$P_\Sigma = C_p \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^2, \quad M_z = m_z \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^3, \quad M_x = m_x \frac{\rho}{2} (\omega R)^2 \pi R^3.$$

### МОМЕНТ ОТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ

Основу расчета аэродинамических характеристик НВ составляет метод определения индуктивных скоростей. В данной работе применяется обобщенная дисковая вихревая теория НВ [4], позволяющая рассчитать поле индуктивных скоростей в широком диапазоне углов атаки и скоростей набегающего потока. Для определения угла наклона вихревой системы НВ, представляющей собой скошенный полубесконечный вихревой цилиндр, применяется модель НВ с равномерным распределением воздушной нагрузки по диску. Угол наклона оси вихревой колонны зависит от скорости и угла атаки набегающего на НВ потока [7].

Для получения коэффициента момента аэродинамической силы, действующей на лопасть НВ относительно осевого шарнира, рассмотрим профиль лопасти на произвольном радиусе  $\bar{r}$  (рис. 3). Тогда

$$m_{\text{аэро}} = \int_{\bar{r}_0}^1 dC_R(\bar{r})(\bar{x}_{\text{ош}} - \bar{x}_d).$$

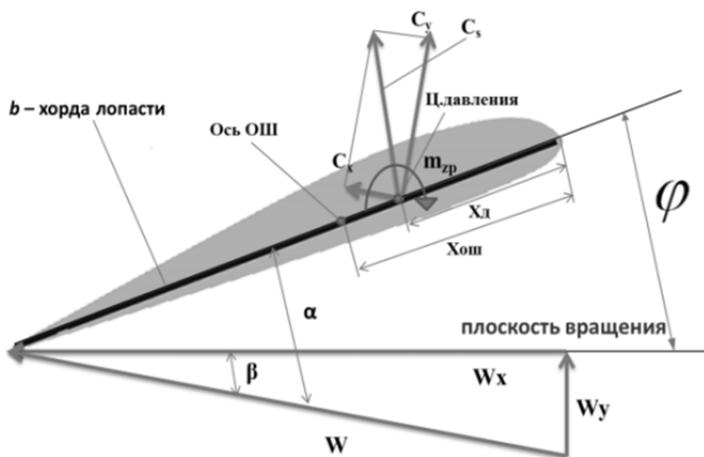


Рис. 3. Аэродинамические силы на профиле лопасти

Составляющая аэродинамической силы на участке  $d\bar{r}$  будет равна

$$dC_R = (C_y \cos \alpha + C_x \sin \alpha) \bar{W}^2 \bar{b} d\bar{r},$$

где

$$\bar{W} = \sqrt{\bar{W}_x^2 + \bar{W}_y^2},$$

$$\bar{W}_x = \bar{r} + \mu \sin \psi,$$

$$\bar{W}_y = \lambda + \bar{v}_\delta,$$

$$\bar{v}_\delta = -\beta_n \mu \cos \psi - \frac{\partial \beta_n}{\partial \psi} \bar{r}.$$



Под действием управления угол установки лопастей циклически изменяется по первой гармонике:

$$\varphi(\bar{r}, \psi) = \varphi_{0s} + \Delta\varphi(\bar{r}) - \varphi_c \cos \psi - \varphi_s \sin \psi,$$

где

$$\begin{aligned} \varphi_c &= D_1 \eta + D_2 \kappa - \bar{k} \bar{a}_1, \quad \varphi_s = -D_1 \kappa + D_2 \eta - \bar{k} \bar{b}_1, \\ \bar{a}_1 &= \frac{a_{10} + \bar{k} b_{10}}{1 + \bar{k}^2}, \quad \bar{b}_1 = \frac{b_{10} + \bar{k} a_{10}}{1 + \bar{k}^2}, \end{aligned}$$

$\beta$  – угол притекания воздушного потока в сечении лопасти:

$$\beta = \operatorname{arctg} \left( \frac{\bar{W}_y}{\bar{W}_x} \right).$$

Средняя индуктивная скорость, нормальная к плоскости диска НВ, равна

$$\bar{v}_{\text{ycp}} = \frac{1}{2} \left[ -\bar{V} \cos(\alpha_{\text{кл}} + \delta) + \sqrt{\bar{V}^2 \cos^2(\alpha_{\text{кл}} + \delta) + c_{\tau}} \right],$$

где  $\delta$  – угол наклона оси вихревого цилиндра [7].

Угол атаки  $\alpha_{\text{кл}}$  отсчитывается от плоскости концов абсолютно жестких лопастей несущего винта:

$$\alpha_{\text{кл}} = \alpha_{\text{в}} + a_1.$$

Средняя индуктивная скорость в плоскости диска НВ

$$\bar{v}_{\text{хсп}} = k_{\delta} \bar{v}_{\text{ycp}}, \quad k_{\delta} = \operatorname{tg} \left( \frac{\pi}{4} - \frac{|\delta|}{2} \right).$$

Коэффициент силы тяги находим методом последовательных приближений:

$$c_{\tau} = \frac{\sigma_7}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{\bar{r}_0}^1 (C_{yp} \bar{W}_x + C_{xp} \bar{W}_y) \bar{W} d\bar{r}.$$

Для найденных скоростей  $\bar{W}_x, \bar{W}_y$  и углов атаки  $\alpha$  в сечении лопасти находим значения  $C_{yp}, C_{xp}, m_{zp}$ , используя аэродинамические характеристики профилей по данным эксперимента  $C_{yp}(\alpha, M), C_{xp}(\alpha, M), m_{zp}(\alpha, M)$ .

Проинтегрировав по радиусу лопасти, найдем коэффициент момента от аэродинамических сил, действующих на лопасть:

$$m_{\text{аэро}} = \int_{\bar{r}_0}^1 (C_{yp} \cos \alpha + C_{xp} \sin \alpha) \bar{W}^2 \bar{b} (\bar{x}_{\text{ош}} - \bar{x}_{\text{д}}) d\bar{r}.$$

Координаты центра давления определим из уравнения моментов в проекции на плоскость вращения НВ:

$$\bar{x}_d = -\frac{m_z \bar{b}}{C_{yp} \cos \alpha + C_{xp} \sin \alpha}.$$

Тогда

$$m_{\text{аэро}} = \int_{\bar{r}_0}^1 \left[ \bar{x}_{\text{ош}} (C_{yp} \cos \alpha + C_{xp} \sin \alpha) + m_z \bar{b} \right] \bar{W}^2 \bar{b} d\bar{r}.$$

### МОМЕНТ ОТ УПРУГИХ СИЛ

Рассмотрим в качестве примера втулку несущего винта вертолета Ми-34 с универсальным торсионом. Схема нагружения торсиона представлена на рис. 5. Определим момент, который надо приложить к торсиону, чтобы закрутить его на угол  $\varphi$ .

Этот момент можно представить в виде [5]

$$M_{\text{торс}} = M_{\text{упр}} + M_{\text{цб}},$$

где  $M_{\text{упр}}$  – момент, создаваемый силами упругости пластин;  $M_{\text{цб}}$  – момент, создаваемый центробежной силой при смещении пластин торсиона. Центробежная сила  $N_{\text{цб}}$  повернута к оси симметрии под углом  $C_0$ .

При закрутке торсиона на угол  $\varphi$ , угол поворота ветвей (1) (2) будет равен

$$\varphi_{31} = \varphi \cos\left(\frac{\gamma}{2} + C_0\right), \quad \varphi_{32} = \varphi \cos\left(\frac{\gamma}{2} - C_0\right).$$

Крутящий момент может быть представлен выражением:

$$M_k = \frac{GJ_T \varphi_3}{L_T}, \quad J_T = \frac{b_T \delta_T^3}{3},$$

где  $G$  – модуль упругости второго рода пластин торсиона,  $J_T$  – момент инерции сечения торсиона при кручении,  $L_T$  – длина прямоугольного участка пластины торсиона,  $b_T$  – ширина пластины,  $\delta_T$  – толщина пластины.

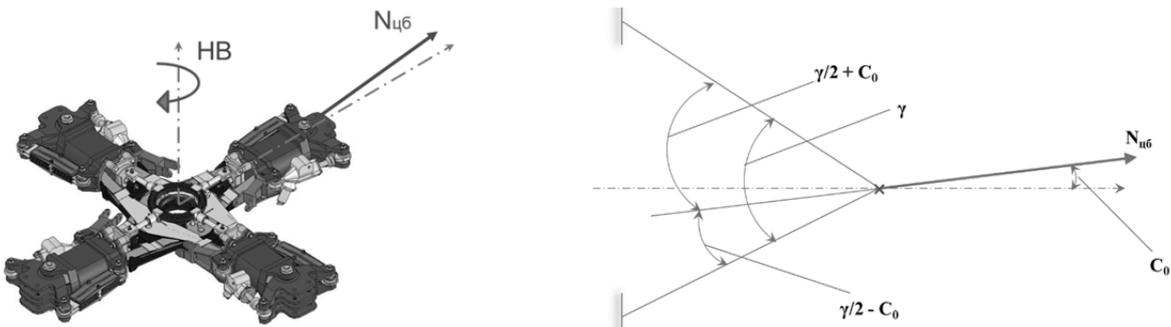


Рис. 5. Нагрузки, действующие на торсион

Для обеих ветвей и количества пластин в торсионе  $n_T$  получаем:

$$M_{\text{упр}} = \varphi \cos \frac{\gamma}{2} \cos C_0 \frac{2Gn_T b_T \delta_T^3}{3L_T}.$$

Считая, что сила  $\frac{N_{\text{цб}}}{2}$  приложена на плече  $L = \frac{n_T \delta_T}{4}$  от продольной оси торсиона, и полагая в безразмерном виде получим:

$$N_{\text{цб}} = m_{\text{л}} \omega^2 \frac{R}{2}, \quad M_{\text{цб}} = \varphi \cos \frac{\gamma}{2} \cos C_0 \frac{n_T \delta_T}{16} m_{\text{л}} \omega^2 R,$$

$$m_{\text{торс}} = K_1 \varphi,$$

где  $K_1$  – коэффициент, зависящий от параметров лопасти и торсиона:

$$K_1 = \frac{2}{\pi} n_T \bar{\delta}_T \cos \frac{\gamma}{2} \cos C_0 \left( \frac{2C}{3\bar{L}_T} \bar{\delta}_T^2 \bar{b}_T + \frac{1}{8} K \right), \quad C = \frac{G}{\rho(\omega R)^2}, \quad K = \frac{m_{\text{л}}}{\rho R^3}.$$

### МОМЕНТ ОТ ИНЕРЦИОННЫХ СИЛ

Момент инерционных сил относительно осевого шарнира вычисляем как

$$M_{\text{инер}} = J_{\text{ош}} \frac{\partial^2 \varphi}{\partial t^2},$$

где  $J_{\text{ош}}$  – массовый момент инерции лопасти относительно осевого шарнира. Тогда

$$m_{\text{инер}} = \frac{A}{\pi} (\varphi_c \cos \psi + \varphi_s \sin \psi), \quad A = \frac{2J_{\text{ош}}}{\rho R^5}.$$

### НАГРУЗКИ НА ОРГАНАХ УПРАВЛЕНИЯ

Рассмотрим в качестве примера НВ вертолета Ми-34. Он имеет 4 лопасти с профилем *NACA 230-10M*.

*Параметры втулки, АП, лопасти вертолета Ми-34:*

$$\sigma_7 = 0,0056; \quad \bar{r}_0 = 0,2; \quad \Delta\varphi_{\Sigma} = 7^\circ; \quad \bar{k} = 0,54; \quad D_1 = 1,4; \quad D_2 = 0; \quad \gamma_{\text{л}} = 3,78; \quad \bar{b} = 0,044;$$

$$\bar{R}_{\text{АП}} = 0,04; \quad \bar{x}_{\text{п}} = 0,024; \quad \bar{x}_{\text{ош}} = 0,01; \quad \gamma = 20,4^\circ; \quad C_0 = 5,2^\circ; \quad \bar{L}_T = 0,1; \quad \bar{b}_T = 0,0006; \quad n_T = 17;$$

$$\bar{\delta}_T = 0,000006; \quad m_{\text{л}} = 13,238 \text{ кг}; \quad R_{\text{л}} = 5 \text{ м}; \quad J_{\text{ош}} = 0,056 \text{ кг}\cdot\text{м}^2.$$

На рис. 6, 7, 8 представлены зависимости усилий в каналах управления вертолетом от азимутального положения лопасти на различных режимах полета.

$$P_{\text{ош}} = P_{\Sigma}, \quad P_{\text{прод}} = \frac{M_x \sin \gamma + M_z \cos \gamma}{R_{\text{прод}}}, \quad P_{\text{поп}} = \frac{M_x \cos \gamma - M_z \sin \gamma}{R_{\text{поп}}},$$

где  $R_{\text{прод}}$ ,  $R_{\text{поп}}$  – радиусы крепления тяг продольного и поперечного управления к АП.

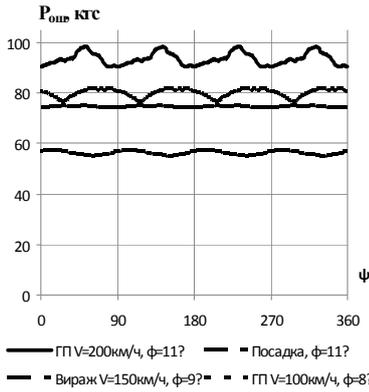


Рис. 6. Усилие в канале общего шага

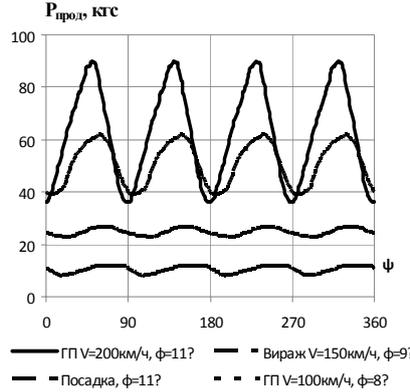


Рис. 7. Усилие в канале продольного управления

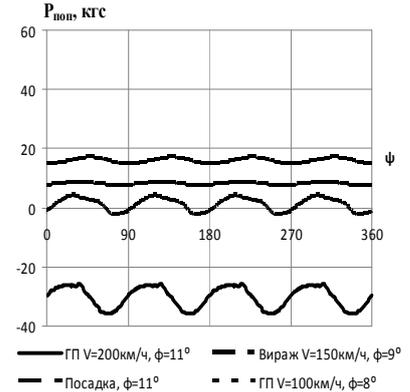


Рис. 8. Усилие в канале поперечного управления

Видно, что нагрузки в канале управления общим шагом  $P_{общ}$  достигают максимального значения при увеличении скорости полета до 200 км/ч. При этом усилия в канале продольного управления  $P_{прод}$  составляют до 80 % от усилия в канале общего шага, а в канале поперечного управления  $P_{поп}$  – до 40 %.

Проведем гармонический анализ зависимости усилия в канале общего шага по азимуту. Для этого разложим функцию  $P_{общ} = F(\psi)$  в ряд Фурье на интервале от 0 до 360° и выделим постоянную и переменную составляющие усилия по какой-либо гармонике:

$$P_{общ} = P_0 + \sum_{i=1}^n (P_{ci} \cos \psi + P_{si} \sin \psi),$$

где  $i$  – номер гармоники.

Амплитуду по какой-либо гармонике можно получить по формуле

$$\Delta P_i = \sqrt{P_{ci}^2 + P_{si}^2}.$$

Результаты расчетов зависимости усилий в канале общего шага от скорости полета сопоставлены с данными летных испытаний вертолета Ми-34 на рис. 9–11.

Наибольшее значение амплитуды переменной составляющей отмечено для проходных 4-й и 8-й гармоник, кратных числу лопастей винта (рис. 9). Сравнение показывает, что для постоянной составляющей усилия результаты расчета в первом приближении согласуются с данными летных испытаний (рис. 10). По переменной составляющей усилия расчеты дают существенно меньшие значения по сравнению с данными летных испытаний (рис. 11), что объясняется допущениями, принятыми при расчете воздушных нагрузок на лопастях.

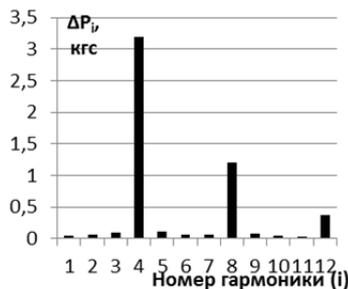


Рис. 9. Спектр амплитуд усилия в канале общего шага для  $V = 200$  км/ч

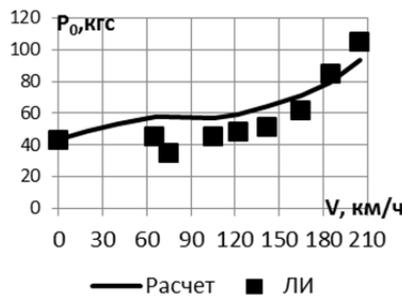


Рис. 10. Постоянная составляющая усилия в канале общего шага на различных режимах полета

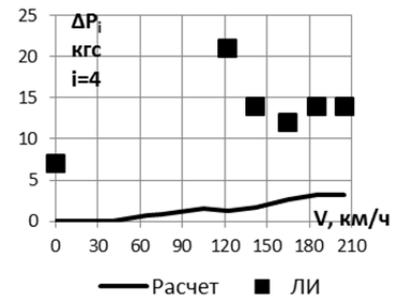


Рис. 11. Переменная составляющая усилия в канале общего шага на различных режимах полета

## ВЫВОДЫ

1. Разработанный метод расчета шарнирных моментов на лопастях винта и усилий в каналах системы управления вертолетом показал хорошее совпадение полученных результатов с данными летных испытаний вертолета Ми-34 на режимах висения и горизонтального полета для постоянной составляющей усилия в каналах общего шага.

2. Несовпадение результатов для переменной части усилий связано с принятым допущением о постоянстве индуктивной скорости по диску несущего винта.

3. Дальнейшее развитие метода расчета должно быть направлено на уточнение аэродинамической и кинематической моделей несущего винта путем учета:

– реальной геометрии системы управления винтом и особенностей конструкции различных типов втулок,

– составляющих шарнирного момента от изгибных и крутильных деформаций лопасти,

– высших гармоник махового движения путем совместного численного решения уравнений махового движения лопасти в плоскости тяги и плоскости вращения,

– истинного закона распределения воздушной нагрузки по диску винта.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Миль М.Л. Вертолеты. Расчет и проектирование. М.: Машиностроение, 1966. Т. 1.

2. Федулов В.А. Приближенный метод пересчета переменной части шарнирного момента лопасти несущего винта вертолета // Труды ЦАГИ. Вып. 1373, 1972.

3. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. М.: Машиностроение, 1984.

4. Алгоритмы и программы расчетов в задачах динамики вертолетов / В.И. Шайдаков, И.С. Трошин, Ю.М. Игнаткин, Б.Л. Артамонов. М.: МАИ, 1984.

5. Сохан О.Н., Скулков Д.Д. Ступицы и лопасти основного и хвостового роторов. М.: МАИ, 1985.

6. Павленко С.Н., Баринов А.Ю. Анализ крутящих моментов, создаваемых лопастями несущего винта и полученные результаты.

7. Шайдаков В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску // Проектирование вертолетов: сб. науч. трудов. Вып. 381. М.: МАИ, 1976.

## CALCULATION OF LOADS ON THE CONTROLS WITH HELICOPTER MAIN ROTOR OF SINGLE-ROTOR DESIGN

Artamonov B.L., Kruchinin M.M.

The article describes the method of calculation of the moments about the hinge axis of the main rotor hub from the action of aerodynamic and inertial forces generated on the blade. The assumptions were taken that the blades are absolutely rigid and have a rectangular shape in plan view. Flapping motion of blade is described accurately up to the first harmonic of the Fourier series, inductive speed is considered to be uniformly distributed over the rotor disk.

The aerodynamic component of hinge moment is numerical integration of running forces on blade radius taking into account aerodynamic characteristics of the profiles received according to wind tunnel tests at different angles of attack and Mach numbers. The moment from elastic forces is determined for the main rotor hub with the lamellar torsion bar. On the basis of the hinge moments values data loads on rotorcraft rotating ring, arising at different azimuthal location of the rotating main rotor blades are calculated.

The calculations executed on the example of Mi-34 helicopter main rotor have shown that average loads in one revolution in the channel of collective pitch control increase in a control path at flying speed. At the same time loads in the channel of longitudinal control make up to 80 % of loads in the channel of collective pitch control, and in the channel of lateral control – to 40 % that will well be coordinated with the provided data of flight tests.

**Key words:** main rotor, hinge moments.

## REFERENCES

1. **Mil M.L.** Helicopters. Calculation and design. Vol. 1. Moscow: Mashinostroenie, 1966.
2. **Fedulov V.A.** An approximate method for conversion of the variable part of the hinge moment of main rotor blade of the helicopter. Transactions, TsAGI, Issue 1373, 1972.
3. **Mikheev R.A.** The strength of the helicopters. Moscow, Mashinostroenie, 1984.
4. **Shaidakov V.I., Troshin I.S., Ignatkin Yu.M., Artamonov B.L.** The algorithms and calculation programs in helicopter dynamics problems. Moscow: MAI [Moscow Aviation Institute], 1984.
5. **Sokhan O.N., Skulkov D.D.** Hubs and blades, main and tail rotors. Moscow: MAI [Moscow Aviation Institute], 1985.
6. **Pavlenko N.S., Barinov A.Yu.** Analysis of torsional moments produced in main rotor blades and results obtained. Helicopters forum, 1995.
7. **Shaidakov V.I.** Disc vortex theory of the main rotor with a constant load on the disk. Collection of scientific works MAI [Moscow Aviation Institute]. Vol. 381. 1976.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Артамонов Борис Лейзерович**, старший научный сотрудник, кандидат технических наук, заместитель заведующего кафедрой Проектирование вертолетов Московского авиационного института (Национального исследовательского университета).

**Кручинин Михаил Михайлович**, аспирант МАИ, инженер-конструктор АО «МВЗ им. М.Л. Миля».