

## АНАЛИЗ ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ НА ЛОПАСТЯХ НЕСУЩИХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТОВ

Кручинин М.М.<sup>1\*</sup>, Артамонов Б.Л.<sup>2\*\*</sup>

<sup>1</sup> Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля,  
МВЗ им. М.Л. Миля, ул. Гаршина, 26/1, Московская область, Томилино, 140070, Россия

<sup>2</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

\* e-mail: mtkruchinin@mi-helicopter.ru

\*\* e-mail: k102@mai.ru

Рассматриваются результаты расчета моментов относительно осевого шарнира втулки несущего винта от действия инерционных и аэродинамических сил, возникающих на лопастях. Показано, что математическая модель абсолютно жесткой лопасти в сочетании с дисковой вихревой моделью винта позволяет с достаточной степенью точности оценить уровень нагрузок в системе управления на различных режимах полета вертолета.

**Ключевые слова:** вертолет, лопасть несущего винта, система управления, шарнирные моменты, нагрузки на поводке, математическое моделирование.

В работе [1] был изложен разработанный авторами метод расчета шарнирных моментов, возникающих на втулке несущего винта (НВ) при движении лопасти относительно осевого шарнира и нагружающих систему управления винтом через автомат перекоса (АП). Дело в том, что проблема снижения нагрузок в системе управления [2] продолжает оставаться актуальной. Это обусловлено стремлением повысить скорость полета вертолетов с шарнирным винтом классической схемы. Поэтому алгоритмы расчета шарнирных моментов на лопастях должны быть построены таким образом, чтобы использовать силовые и моментные аэродинамические характеристики профилей, взятые из эксперимента [3], и быть работоспособными во всем диапазоне возможных скоростей полета вертолета.

При выводе уравнений движения лопасти относительно осевого шарнира (ОШ) в работе [1] были приняты следующие основные допущения:

- лопасти НВ абсолютно жесткие на изгиб и кручение (упругие деформации отсутствуют);
- угловая скорость вращения НВ не зависит от времени;
- поводок лопасти всегда остается перпендикулярным плоскости вращения НВ;
- лопасти НВ имеют прямоугольную форму в плане;
- ось осевого шарнира лежит на хорде лопасти.

Рассмотрим квазиустановившиеся режимы полета, на которых силы и моменты, действующие на вертолет, сбалансированы. Запишем уравнение моментов относительно осевого шарнира для  $i$ -й лопасти (рис. 1):

$$M_{P_i}(\psi) - M_{\text{инер}}(\psi) - M_{\text{тор}}(\psi) + M_{\text{аэро}}(\psi) = 0.$$

Здесь  $M_{P_i}$  — момент от силы  $P_i$ , приходящей с поводка  $i$ -й лопасти и уравновешивающей шарнирный момент,

$$M_{P_i}(\psi) = P_i x_{\text{п}} \cos \varphi(\psi);$$

$M_{\text{инер}}$  — момент инерционных сил относительно оси ОШ  $i$ -й лопасти;



Рис. 1. Силы и моменты, действующие относительно осевого шарнира

$M_{\text{тор}}$  — момент сил упругости торсиона, который на некоторых конструкциях втулок может выполнять функции осевого шарнира  $i$ -й лопасти;

$M_{\text{аэро}}$  — момент аэродинамических сил, действующих на  $i$ -ю лопасть;

$\varphi$  — угол установки хорды сечения лопасти относительно плоскости вращения винта;

$x_{\text{ш}}$  — расстояние от поводка до оси осевого шарнира.

Расчет шарнирного момента сводится к нахождению суммарного момента  $M_{\Sigma}$ , действующего на лопасть относительно ОШ:

$$M_{\Sigma}(\psi) = M_{\text{инер}}(\psi) + M_{\text{тор}}(\psi) - M_{\text{аэро}}(\psi).$$

Задача решается в безразмерном виде: все линейные размеры отнесены к радиусу несущего винта  $R$ , кинематические величины — к окружной скорости концов его лопастей  $\omega R$ , коэффициенты сил — к силовой аэродинамической тройке  $0,5\rho(\omega R)^2\pi R^2$ , а коэффициенты моментов — к моментной  $0,5\rho(\omega R)^2\pi R^3$ .

Для получения коэффициента момента от аэродинамических сил, возникающих на лопастях винта с переменным по азимуту углом установки  $\varphi(r)$ , рассмотрим профиль сечения лопасти на произвольном радиусе  $\bar{r}$  (рис. 2).

Проинтегрируем моменты от аэродинамических сил по радиусу лопасти:

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

Метод расчета составляющих аэродинамической силы  $dC_R$  в сечении лопасти подробно изложен в [1]. Он основан на использовании обобщенной

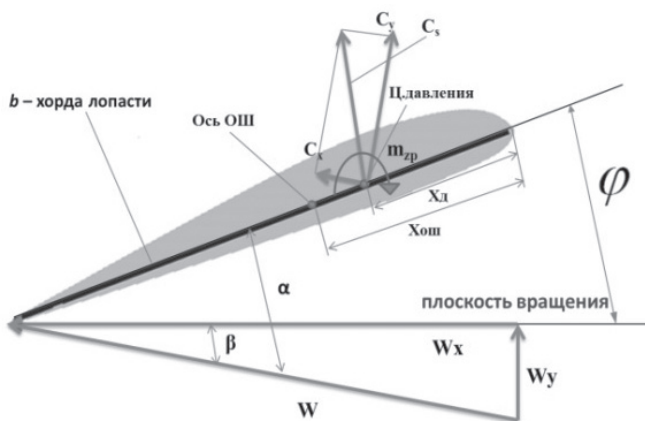


Рис. 2. Аэродинамические силы на профиле лопасти

дисковой вихревой теории винта в косом потоке в её наиболее простом варианте, когда воздушная нагрузка по диску винта при расчете компонентов вектора индуктивной скорости принимается постоянной [4]. Это допущение позволяет учесть в расчетах косинусные гармоники нормального к плоскости диска винта компонента вектора индуктивной скорости и сводит задачу расчета шарнирных моментов при заданном законе управления винтом к методу последовательных приближений по коэффициенту силы тяги.

Для расчета коэффициента момента от упругих сил, который надо приложить к торсиону для его закрутки на угол  $\varphi$ , в работе [1] было получено соотношение

$$m_{\text{торс}}(\psi) = K_1\varphi(\psi),$$

где  $K_1$  — коэффициент, зависящий от параметров лопасти и торсиона.

Момент инерционных сил относительно осевого шарнира вычисляем как

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

где  $J_{\text{ош}}$  — массовый момент инерции лопасти радиуса  $R$  относительно осевого шарнира;

$\varphi_c, \varphi_s$  — косинусная и синусная гармоники закона управления лопастями несущего винта через АП [2],

$$\varphi_c = D_1\eta + D_2\kappa - \bar{k}\bar{a}_1; \quad \varphi_s = -D_1\kappa + D_2\eta - \bar{k}\bar{b}_1;$$

$$\bar{a}_1 = \frac{a_{10} + \bar{k}b_{10}}{1 + \bar{k}^2}; \quad \bar{b}_1 = \frac{b_{10} + \bar{k}a_{10}}{1 + \bar{k}^2};$$

$D_1, D_2$  — коэффициенты, определяемые геометрией АП;

$\kappa, \eta$  — углы отклонения кольца АП в продольном и поперечном направлениях по отношению к строительной горизонтали фюзеляжа.

Коэффициенты махового движения шарнирно подвешенных лопастей эквивалентного винта в плоскости тяги  $a_0, a_{10}, b_{10}$  определялись по известным аналитическим соотношениями [5] с точностью до первой гармоники ряда Фурье.

Рассмотрим в качестве примера НВ вертолета Ми-34, который имеет 4 лопасти с аэродинамическим профилем НАСА 230 -10М. Для этого вертолета характерны следующие режимы полета:

1. Крейсерский полет ( $\kappa = -4...-5^\circ; \eta = 0,8...1, 2^\circ; \varphi_0 = 9...10^\circ$ ).

2. Вираж ( $\kappa = -3...-4^\circ$ ;  $\eta = -3...1^\circ$ ;  $\varphi_0 = 8^\circ$ ).
3. Посадка ( $\kappa = -4...2^\circ$ ;  $\eta = -0,6...1,2^\circ$ ;  $\varphi_0 = 14^\circ$ ).

На рис. 3 представлена зависимость коэффициента шарнирного момента от азимутального положения лопасти. Расчеты показывают, что аэродинамическая, инерционная и упругая составляющие коэффициента шарнирного момента вносят соизмеримый вклад в его значение, поэтому в математической модели обязательно должны быть учтены все составляющие шарнирного момента.

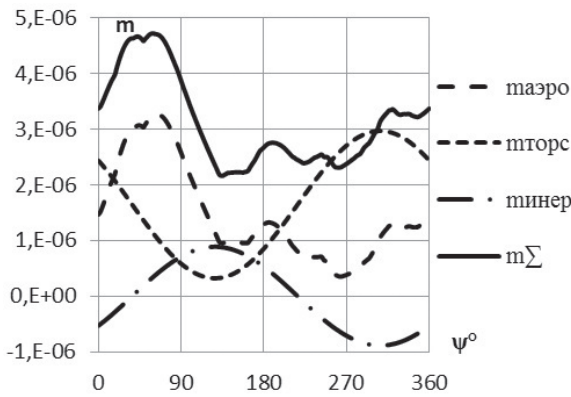


Рис. 3. Составляющие коэффициента шарнирного момента при  $V = 200$  км/ч;  $\chi, \eta = 0, \varphi = 11^\circ$

Видно, что закон изменения по азимуту аэродинамической составляющей имеет гармонический характер с ярко выраженным максимумом в районе  $\psi \approx 60^\circ$ . Упругая и инерционная составляющие момента изменяются по азимуту по первой гармонике и находятся в противофазе: упругая составляющая имеет максимум на азимуте  $\psi \approx 300^\circ$ , минимум — на азимуте  $\psi \approx 120^\circ$ ; инерционная же составляющая имеет минимум в районе азимута  $\psi \approx 300^\circ$ , максимум — в районе азимута  $\psi \approx 120^\circ$ .

На рис. 4 представлен закон изменения по азимуту усилия на поводке одной лопасти для различных скоростей горизонтального полета при отсутствии продольного и поперечного управления. Как

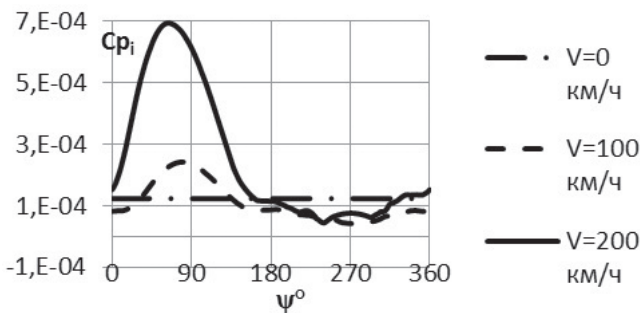


Рис. 4. Зависимость коэффициента усилия на поводке лопасти от скорости полета ( $\chi, \eta = 0$ )

видно из рисунка, усилие на поводке при наличии горизонтальной скорости имеет ярко выраженный максимум в районе  $\psi \approx 80^\circ$ , т.е. усилие возрастает на наступающей лопасти. Максимальное усилие на поводке растет с ростом скорости горизонтального полета и при  $V \approx 200$  км/ч превышает среднее по азимуту усилие примерно в 7 раз.

На рис. 5 показаны зависимости коэффициента усилия на поводке одной лопасти от её азимутального положения на режиме висения ( $V = 0$ ) при отклонении АП по общему и циклическому шагу. При нейтральном положении кольца АП в продоль-

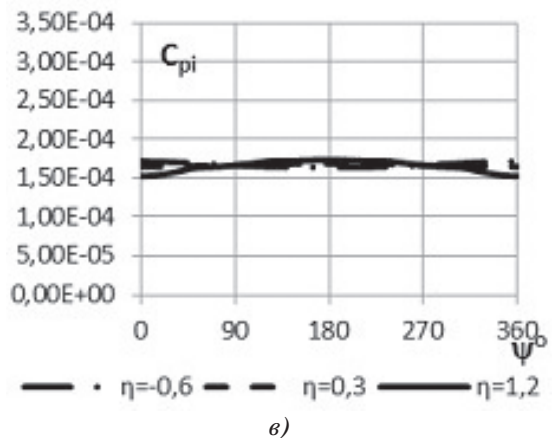
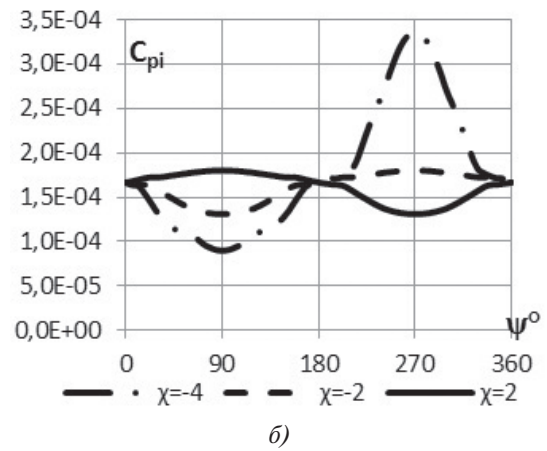
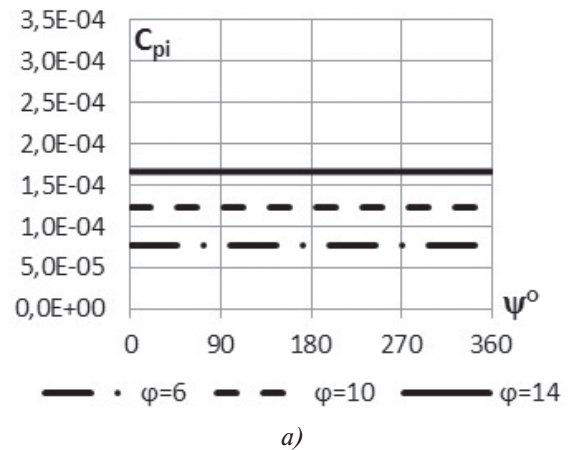


Рис. 5. Коэффициент усилия на поводке лопасти при  $V=0$ : а —  $\kappa, \eta = 0$ ; б —  $\eta = 0, \varphi = 14^\circ$ ; в —  $\kappa = 0, \varphi = 14^\circ$

ном и поперечном направлениях усилие на поводке не зависит от азимута (рис. 5,а) и растет с увеличением угла установки лопасти  $\varphi$ .

При отклонении кольца АП в продольном направлении вперед зависимость  $C_{pi}(\psi)$  имеет гармонический характер с явно выраженным максимумом в районе  $\psi \approx 270^\circ$ , причем максимальное усилие достигается при  $\kappa = -4^\circ$  и превышает среднее значение примерно в два раза (рис. 5,б). При отклонении кольца АП в продольном направлении назад максимум усилия достигается при  $\psi \approx 90^\circ$ .

При отклонении кольца АП в поперечном направлении зависимость  $C_{pi}(\psi)$  также имеет гармонический характер, но амплитуда колебаний при этом незначительна по сравнению с продольным управлением (рис. 5,в).

На рис. 6 представлены зависимости коэффициента усилия на поводке одной лопасти от азимута для режима горизонтального полета вертолета со скоростью  $V = 200$  км/ч.

Анализ показывает, что амплитуда колебаний на поводке лопасти зависит от угла её установки относительно плоскости вращения  $\varphi$ : чем больше  $\varphi$ , тем больше амплитуда колебаний (рис. 6,а). При отклонении кольца АП в продольном направлении вперед амплитуда колебания усилий снижается (рис. 6,б). При отклонении кольца АП в поперечном направлении максимум зависимости усилия сдвигается в сторону  $\psi = 90^\circ$ , причем чем больше угол  $\eta$ , тем ближе максимум к  $\psi = 90^\circ$ , амплитуда при этом изменяется незначительно (рис. 6,в).

Рассчитаем шарнирные моменты для лопастей НВ вертолетов Ми-34 и Ми-28 и сравним полученные результаты с данными, приведенными в статье [6] для скоростей полета вертолетов соответственно 100 км/ч и 250 км/ч.

Примем во внимание, что НВ вертолета Ми-34 имеет четыре лопасти с аэродинамическим профилем NASA 230-10М, а НВ вертолета Ми-28 — пять лопастей с профилем, аэродинамические характеристики которого в открытой печати отсутствуют. Поэтому воспользуемся для НВ вертолета Ми-28 аэродинамическими характеристиками профиля NASA 230-10М, а упругую составляющую момента для установленного в осевом шарнире эластомерного подшипника примем равной нулю. Результаты расчета шарнирных моментов показаны на рис. 7 и 8.

Пунктирные линии на графиках соответствуют экспериментальным данным без учета высоких гармоник, штрих-пунктирные — расчетам из работы

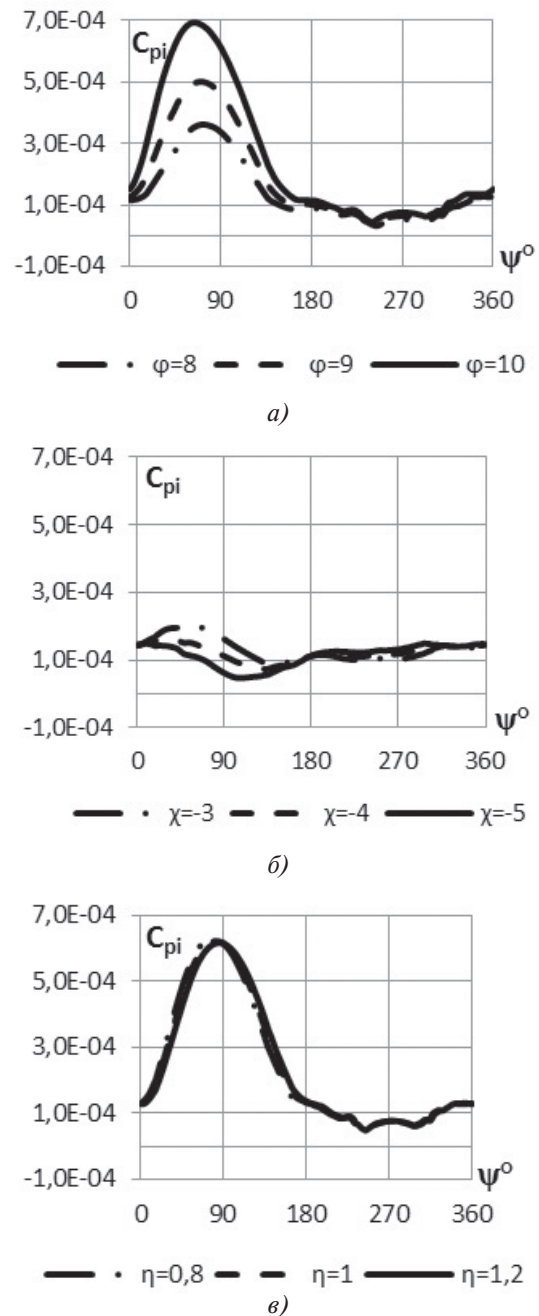


Рис. 6. Коэффициент усилия на поводке лопасти при  $V=200$  км/ч: а —  $\chi, \eta=0$ ; б —  $\eta=0, \varphi=11^\circ$ ; в —  $\chi=0, \varphi=11^\circ$

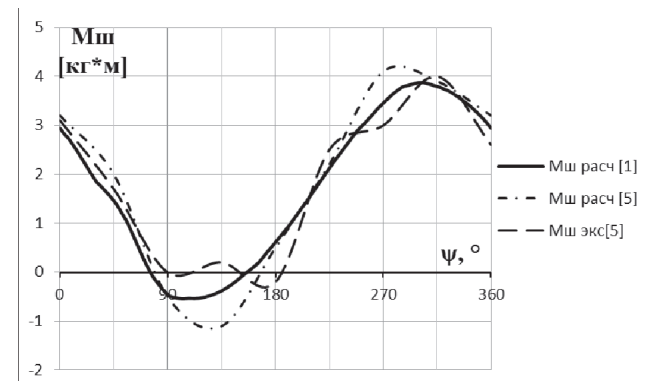


Рис. 7. Шарнирные моменты на лопасти НВ вертолета Ми-34 при скорости  $V=100$  км/ч



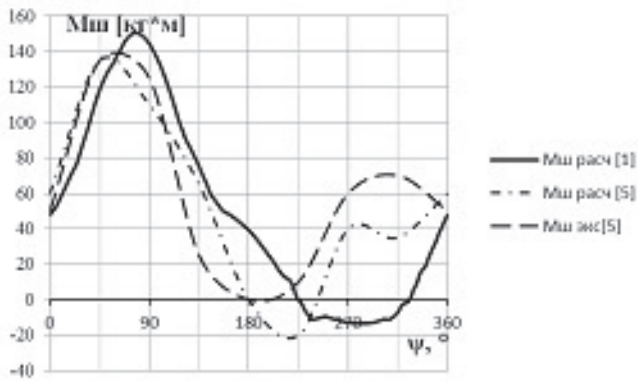


Рис. 8. Шарнирные моменты на лопасти НВ вертолета Ми-28 при скорости  $V=250$  км/ч

[6], выполненным на основе математической модели упругой лопасти [7], а сплошные — расчетам авторов статьи. Видно, что для вертолета Ми-34 результаты расчета по предлагаемой модели хорошо согласуются с экспериментом, но дают немного меньший результат по сравнению с [6].

Небольшое расхождение результатов расчета с экспериментом для вертолета Ми-28 в районе наступающей лопасти связано, вероятно, с отсутствием данных о балансировочных отклонениях кольца АП в полете со скоростью 250 км/ч. На отступающей лопасти несовпадение связано с использованием аэродинамических характеристик профиля НАСА 230-10М, а не реального профиля лопасти вертолета Ми-28. При наличии данных по характеристикам профиля лопасти и режима полета результат может быть уточнен.

## Выводы

1. Разработанный метод расчета показал хорошее совпадение полученных результатов с данными летных испытаний для вертолета Ми-34 на режиме горизонтального полета со скоростью 100 км/ч. Сравнение с расчетами других авторов показывает возможность применения данного метода.

2. Некоторое отличие результатов для НВ вертолета Ми-28 связано, вероятно, с отсутствием данных режима полета и с использованием в расчетах аэродинамических характеристик профиля НАСА 230-10М.

3. Для уточнения математической модели необходимо написать отдельные процедуры для учета упругой составляющей от эластомерного подшипника и учесть силы трения, действующие в шарнирах.

## Библиографический список

1. Артамонов Б.Л., Кручинин М.М. Расчет нагрузок на органы управления несущим винтом вертолета одновинтовой схемы // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2016. №220. С. 20-26.
2. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. — М.: Машиностроение, 1984. — С. 140-149.
3. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С. Вертолеты, расчет и проектирование. — М.: Машиностроение, 1966. — Т.1. «Аэродинамика». — С. 184-185.
4. Шайдаков В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску // Проектирование вертолетов: Сборник научных трудов. М.: МАИ. 1976. Вып. 381. С. 57-68.
5. Артамонов Б.Л., Шайдаков В.И. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик шарнирного несущего винта вертолета // Проектирование вертолетов: Сборник научных трудов. М.: МАИ. 1977. Вып. 406. С. 23-32.
6. Pavlenko N.S., Varinov A.Yu. Analysis of torsional moments produced in main rotor blades and results obtained // Twenty First European Rotorcraft Forum, Saint Petersburg, Russia, 30 August — 1 September 1995, pp. VI.6-4 — VI.6-5.
7. Павленко Н.С. Выбор параметров и методы обеспечения прочности бесподшипниковых, в том числе жестких, несущих винтов // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. №2. С. 25-35.

## ANALYSIS OF HINGE MOMENTS OCCURRING ON HELICOPTER MAIN ROTOR BLADES

Kruchinin M.M.<sup>1\*</sup>, Artamonov B.L.<sup>2\*\*</sup>

<sup>1</sup> Moscow helicopter plant named after M.L. MiL,  
26/1, Garshina str., Tomilino, 140070, Russia

<sup>2</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

\* e-mail: mmkruchinin@mi-helicopter.ru

\*\* e-mail: k102@mai.ru

### Abstract

The paper considers computational results of moments relative to main rotor axial hinge caused by action of inertial and aerodynamic forces occurring on the blades. The computational method is based on the generalized disk vortex theory of rotor in an oblique flow in its most simple version, when the air load over rotor disk is assumed constant in computing inductive speed vector components. Flapping movement coefficients of hinge-suspended in thrust plane rotor blades are defined by analytical relations with an accuracy to the first harmonic of Fourier series. This assumption reduces the problem of hinge moments calculation with specified rotor control law to the method of successive iteration on thrust force ratio.

As an example, the authors considered the rotor blades operation of helicopters Mi-34 and Mi-28. They studied the change of hinge moment value depending on the blade azimuthal position, and evaluated each component's contribution to it.

The wobble plate rod strain dependence on flight speed, blade angles and control action was analyzed. It was established that with wobble plate ring deviation in forward longitudinal direction law of azimuthal strain variation demonstrates harmonic character with pronounced maximum near the retreating blade. With wobble plate ring deviation in transverse direction the similar dependence is of the same character, but its amplitude is negligible compared to longitudinal control.

Calculations were executed for helicopter main rotors with various structures of a hub and blades. The results were compared with experiments and calculations of the other authors. It is shown that mathematical model of absolutely rigid blade combined with disk rotor vortex model allows evaluate control system loading level at various helicopter flight modes with adequate accuracy. The ways of model improvement allowing define the obtained results more exactly are outlined.

**Keywords:** helicopter, main rotor blade, control system, hinge moment, rod loads, mathematical modeling.

### References

1. Artamonov B.L., Kruchinin M.M. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoi aviatsii*, 2016, no. 220, pp. 20-26.
2. Mikheev R.A. *Prochnost' vertoletov* (Durability of helicopters), Moscow, Mashinostroenie, 1984, pp. 140-149 (280 p.).
3. Mil' M.L., Nekrasov A.V., Braverman A.S. *Vertolety, raschet i proektirovanie* (Helicopters, calculation and design), Moscow, Mashinostroenie, 1966, vol. 1, pp. 184-185 (457 p.).
4. Shaidakov V.I. *Proektirovanie vertoletov, Sbornik nauchnykh trudov*, Moscow, MAI, 1976, issue 381, pp. 57-68.
5. Artamonov B.L., Shaidakov V.I. *Proektirovanie vertoletov, Sbornik nauchnykh trudov*, Moscow, MAI, 1977, issue 406, pp. 23-32.
6. Pavlenko N.S., Barinov A.Yu. Analysis of torsional moments produced in main rotor blades and results obtained. *Twenty First European Rotorcraft Forum, Saint Petersburg, Russia, 30 August - 1 September 1995*, pp. VI.6-4 – VI.6-5.
7. Pavlenko N.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2015, vol. 22, no. 2, pp. 25–35.