

УДК 629.735.45

Выбор параметров втулки несущего винта вертолета из условий обеспечения потребного демпфирования в плоскости вращения

Павленко Н.С.

*Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля, улица Гаршина, 26/1,
Московская область, Люберецкий район, поселок Томилино, 140070, Россия*

mvz@mi-helicopter.ru

Аннотация

В данной статье приведены результаты исследований влияния располагаемого демпфирования на устойчивую работу несущего винта. Расчет на флаттер проводится посредством рассмотрения возмущенного движения изолированной лопасти. Рассмотрен один из вариантов конструкции бесподшипникового несущего винта (bearingless main rotor – BMR) легкого вертолета без демпферов в плоскости вращения и с демпферами, показана недостаточность наличия только конструкционного демпфирования для исключения неустойчивости типа «хордовый флаттер», обоснована необходимость введения демпферов в конструкцию втулки несущего винта.

Ключевые слова: несущий винт, демпфер, флаттер, дифференциальные уравнения, колебания лопасти, деформации лопасти, жесткость, втулка несущего винта.

При разработке несущих винтов вертолетов должны быть исключены все виды автоколебаний, включая «хордовый флаттер» и «земной резонанс».

Общей теории флаттера посвящены многие работы в нашей стране и зарубежом.

Из отечественных публикаций можно назвать работы Ильичева В.Ф. [1], Некрасова А.В. [2], Пчелкина В.М. [3].

Пчелкин В.М. глубоко исследовал «хордовый флаттер», раскрыл природу этого явления и определил зависимость формы неустойчивости от конструктивных параметров.

В отечественной литературе в последние годы практически отсутствуют публикации по данной тематике. Из зарубежных работ следует отметить работы William G. Bousman [4], Elizabeth M. Lee-Rausch, Robert T. Biedron [5], Peterz P. Friedmann [6].

В настоящее время известны многие отечественные и зарубежные работы, которые описывают физику «земного резонанса». Из отечественных работ следует отметить работы Семиной В.Ф., Гродко Л.Н. [7], Мягкова Ю.А. [8], Павленко Н.С. [9], Бахова О.П. [10], Из зарубежных – Coleman'a [11], Zvolanek'a [12], Colombo [13] и других авторов.

Часто при разработке новых конструкций бесподшипниковых несущих винтов делается ошибочный вывод о том, что неустойчивость лопастей несущего винта по форме с преимущественными колебаниями в плоскости наибольшей жесткости («хордовый флаттер») исключается обеспечением относительной частоты первого тона собственных колебаний лопасти в плоскости вращения $\bar{p}_{x1} \geq 0.6$.

Вертолет Ми-34 имел $\bar{p}_{x1} = 0.62$, и, тем не менее, попал в «хордовый флаттер» при проведении летных испытаний в 1987 г. Основной причиной появления этой формы аэроупругой неустойчивости было недостаточное демпфирование в плоскости вращения. Вертолет Ми-34 имел втулку несущего винта с пластинчатыми торсионами и упругими элементами, которые давали возможность получить относительный коэффициент демпфирования колебаний лопасти в плоскости вращения $\bar{n}_{x1} \cong 0.008 \div 0.015$.

После этого в конструкцию втулки несущего винта были введены гидродемпферы, в результате чего коэффициент демпфирования был существенно увеличен. Дальнейшие летные испытания показали, что вертолет свободен от имевшейся на нем ранее неустойчивости.

Известны и другие случаи автоколебаний лопастей несущих винтов по этой форме.

В данной статье рассмотрен один из вариантов конструкции бесподшипникового несущего винта (bearingless main rotor – BMR) легкого вертолета без демпферов в плоскости вращения (рис. 1) и с демпферами

(рис. 3). Для этой конструкции предложена расчетная схема, которая может быть использована для широкого спектра бесподшипниковых винтов, по результатам расчетов которых можно сделать общие выводы.

Для проведения расчетов на «хордовый флаттер» и оценки демпфирования колебаний лопастей в плоскости вращения необходимо сделать расчет жесткости торсиона и расчет собственных колебаний лопасти.

Результаты этой работы приведены в [14].

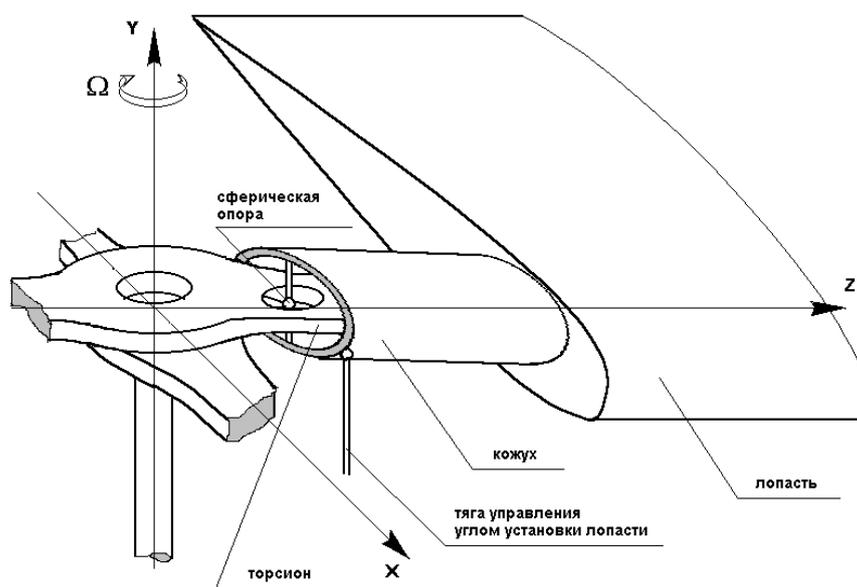


Рис. 1 Общая схема конструкции несущего винта вертолета.

Расчет на флаттер и оценка потребного демпфирования при колебаниях лопасти в плоскости вращения.

Расчет на флаттер проводится с использованием следующего метода.

Исследуется возмущенное движение изолированной лопасти. При анализе устойчивости рассматриваются уравнения связанных изгибно-

крутильных колебаний лопасти в частных производных. Решение уравнений возмущенного движения определяется методом Галеркина, с использованием в качестве базисных функций форм связанных колебаний лопасти в пустоте. Аэродинамические нагрузки вводятся на основании гипотезы стационарности с учетом значений аэродинамических коэффициентов профиля, определенных по результатам продувок в аэродинамической трубе. После применения метода Галеркина исходная система уравнений сводится к системе обыкновенных дифференциальных уравнений с периодическими коэффициентами.

$$A(t)\ddot{q} + B(t)\dot{q} + C(t)q = 0. \quad (1)$$

Здесь $q(t)$ - матрица-столбец обобщенных координат;

\dot{q} и \ddot{q} - первая и вторая производные q по времени;

$A(t)$, $B(t)$ и $C(t)$ - квадратные матрицы, коэффициенты которых являются периодическими функциями времени.

После понижения порядка система уравнений (1) запишется в следующем виде:

$$\dot{y} = G(t)y. \quad (2)$$

Здесь

$$G(t) = \begin{pmatrix} 0 & E \\ -A^{-1}C & -A^{-1}B \end{pmatrix} - \text{периодическая матрица,}$$

E - единичная матрица.

$$y^T = (q_1, q_2, \dots, q_m, \dot{q}_1, \dot{q}_2, \dots, \dot{q}_m),$$

где $()^T$ - операция транспонирования.

Фундаментальная матрица решений Коши $Y(t)$ (матрицант), удовлетворяет начальным условиям

$$Y(0) = E .$$

Устойчивость решений уравнения (2), а, следовательно, и уравнения (1) полностью определяется свойствами мультипликаторов ρ_k , которые являются корнями уравнения

$$\det [Y(T) - \rho E] = 0.$$

Здесь $Y(T)$ - матрица монодромии (матрицант в конце первого периода).

Решения $q = 0$ асимптотически устойчивы, если все мультипликаторы находятся в единичном круге или действительная часть характеристических чисел меньше нуля, и неустойчивы, если среди мультипликаторов имеются по модулю большие единицы или действительная часть характеристических чисел больше нуля.

Устойчивость решений системы дифференциальных уравнений с периодически изменяющимися коэффициентами исследуется с помощью метода Флоке. Значения мультипликаторов матрицы монодромии определяют границу области неустойчивости.

Был проведен расчет на «хордовый флаттер» вертолета Ми-34, в котором относительные коэффициенты демпфирования задаются следующим образом:

для плоскости вращения: по форме x_1 , $\bar{n}_{x1} = 0.0012$ (из расчета демпфирования колебаний лопасти, обеспечиваемого наличием слоев резины в торсионе плюс конструкционное демпфирование); по форме x_2 , $\bar{n}_{x2} = 0.01$;

для плоскости тяги: по форме y_1 , $\bar{n}_{y1} = 0.01$; по форме y_2 , $\bar{n}_{y2} = 0.01$

для кручения относительно продольной оси: по форме φ_1 , $\bar{n}_{\varphi 1} = 0.01$.

Результаты расчета приведены на рис. 2

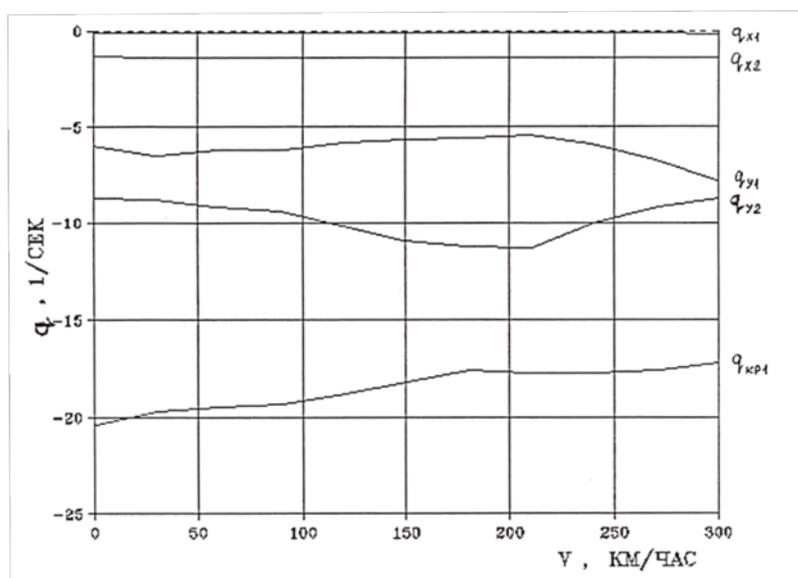


Рис. 2 Действительная часть характеристического числа от скорости полета.

По результатам проведенного расчета можно сделать следующий вывод: несущий винт без гидродемпферов имеет демпфирование, при колебаниях лопастей в плоскости вращения, недостаточное для исключения «хордового флаттера».

Проделанный анализ конструкций втулок бесподшипниковых винтов отечественных и зарубежных вертолетов показал, что из рассмотренных 15-

ти конструкций, среди которых Triflex, Model 680, 4BW, Ми-34, BMR, S-76-Demo, Dynaflex, FVW-Exp, BMR-P1, BMR-BO108, HARD, MD900, RAH-66 Comanche, только четыре не имели демпферов: Lockheed, Ми-34 до 1988 г., BMR фирмы Boeing Vertol, который проходил испытания на вертолете BO-105 и экспериментальный винт Dynaflex фирмы Sikorsky. Ни одна из этих четырех конструкций не пошла в серийное производство. О вертолете Ми-34 уже было сказано выше. На вертолетах фирмы Lockheed и Boeing Vertol с BMR имел место «земной резонанс».

Ниже приведены результаты расчета потребного демпфирования рассматриваемой втулки в конструкцию которой введен эластомерный демпфер. Схема конструкции такого винта показана на рис. 3.

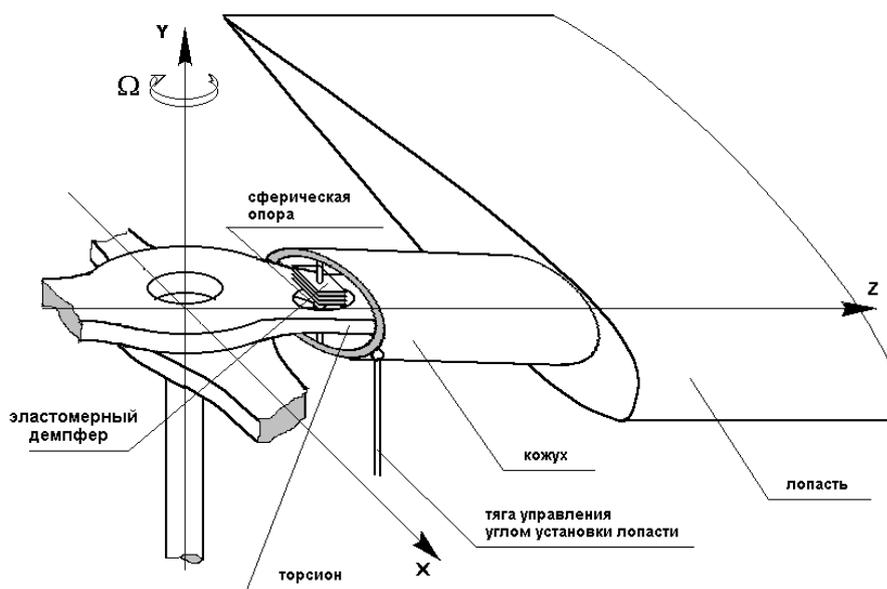
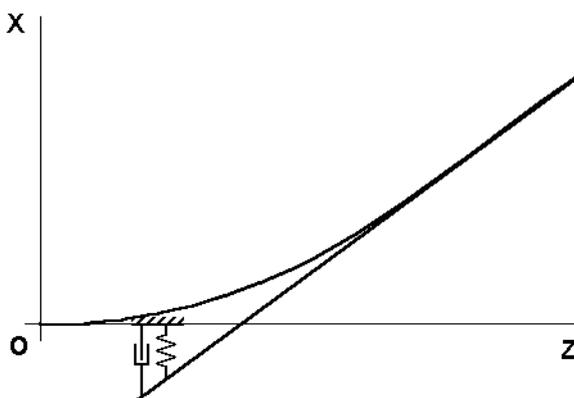
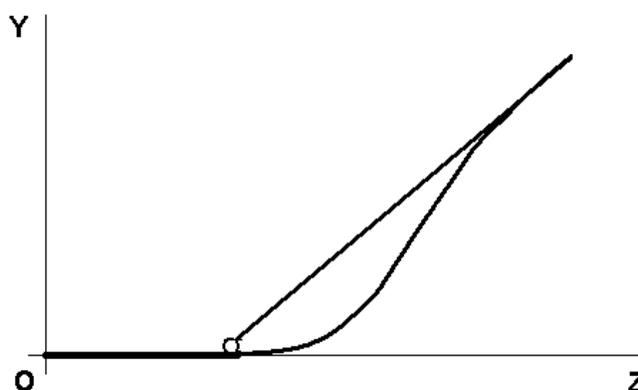


Рис. 3 Общая схема конструкции несущего винта вертолета с демпфером в плоскости вращения.

В такой конструкции кожух опирается на сферическую опору через эластомерный демпфер. На рис. 4-5 изображена деформация торсиона при его работе совместно с кожухом.



**Рис. 4 Деформации комлевой части лопасти и втулки
в плоскости вращения винта.**



**Рис. 5 Деформации комлевой части лопасти и втулки
в плоскости тяги винта.**

Из рис. 4 видно, что работа демпфера происходит на перемещениях кожуха относительно ступицы втулки. Для расчета демпфирования лопастей винта можно использовать модель упруго-вязкого тела Фохта рис. 6.

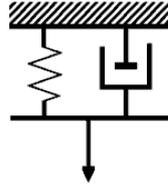


Рис. 6 Модель упруго-вязкого тела Фохта.

Коэффициент поглощения энергии колебаний лопасти определяется следующей формулой:

$$\psi = \frac{E_n}{E_p}, \quad (3)$$

где E_n - энергия, поглощаемая демпфером;

E_p - кинетическая энергия движения лопасти.

Рассматривается демпфер с линейной характеристикой, для которого

$$M_{\Delta} = k_1 \cdot \dot{\xi}. \quad (4)$$

Здесь M_{Δ} - момент демпфера;

k_1 - коэффициент пропорциональности (характеристика демпфера);

$\dot{\xi}$ - угловая скорость колебаний лопасти в плоскости вращения.

За период колебаний $T = 2\pi$ демпфер поглощает энергию, величина которой определяется формулой

$$E_{\Pi} = \int_0^T M_{\Delta} d\xi. \quad (5)$$

Выражение для кинетической энергии колебаний лопасти определяется по формуле:

$$E_p = p^2 \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{z1} m_i x_{1i}^2, \quad (6)$$

где x_{1i} - форма собственных колебаний лопасти в плоскости вращения по частоте низшего тона;

$z1$ – число элементов, на которые лопасть разбивается в полете;

m_i - масса i -го участка лопасти.

Динамическая жесткость одномассовой колебательной системы может быть записана так:

$$c_d = -mp^2 + iph_e + c_1,$$

где m - масса;

p - частота колебаний;

h_e - коэффициент демпфирования;

c_1 - упругая жесткость системы;

i - мнимая единица.

В векторной форме на комплексной плоскости эту величину можно изобразить как показано на рис. 7.

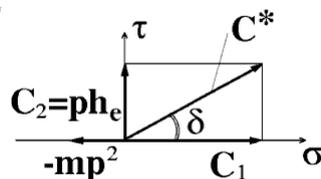


Рис. 7 Векторная диаграмма динамической жесткости.

Жесткость демпфера определяется через тангенс угла потерь:

$$c_2 = c_1 \operatorname{tg} \delta. \quad (7)$$

Линейное смещение демпфера может быть выражено через угловое следующим образом

$$\Delta x = l \cdot \operatorname{tg} \xi \approx l \xi, \quad (8)$$

где l - расстояние от демпфера до точки эквивалентного вертикального шарнира.

Полагая, что движение лопасти в плоскости вращения происходит по закону

$$\xi = \xi_0 \cdot \sin(pt),$$

где p - частота колебаний лопасти в плоскости вращения по низшей форме, и подставляя (5) и (6) в (3) с использованием (4) и (8) определяем коэффициент относительного демпфирования, которое дает эластомерный демпфер

$$\bar{n} = \frac{\bar{\Psi} C \xi^2}{2p^2 \sum_{i=1}^z m_i x_i^2},$$

здесь C - жесткость демпфера;

$\bar{\Psi}$ - коэффициент потерь.

Определим потребный объем резины в эластомерном демпфере. Сила, возникающая на демпфере, равна

$$F = C_2^{\text{лин}} \Delta x \quad (9)$$

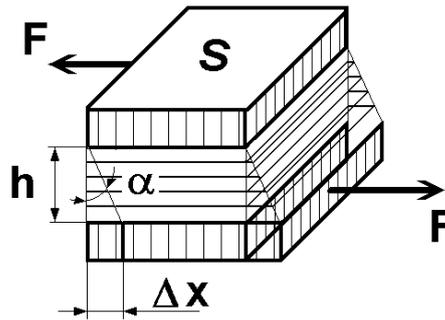


Рис. 8 Схема деформаций эластомерного демпфера.

Она равна силе сопротивления пакета резины (рис. 7):

$$F_p = t \cdot S,$$

здесь t - напряжения сдвига в пакете резины;

S - площадь сдвига.

$$t = G \cdot \alpha,$$

где G - модуль сдвига. Тогда получим

$$F_p = G \cdot \alpha \cdot S, \quad (10)$$

Приравнивая (9) и (10), получим:

$$G \cdot \alpha \cdot S = c_2^{лин} \Delta x,$$

Откуда

$$c_2^{лин} = \frac{G \cdot \alpha \cdot S}{\Delta x} = \frac{G \cdot S}{h}$$

Таким образом, требуемое значение жесткости для расчета относительного демпфирования определяется линейными размерами пакета резины и ее жесткостью.

Ниже представлены результаты расчета располагаемого демпфирования при колебаниях лопасти в плоскости вращения для втулки с эластомерными демпферами.

На рис. 9 показано изменение относительного коэффициента демпфирования в функции жесткости демпфера, полученное по представленной методике.

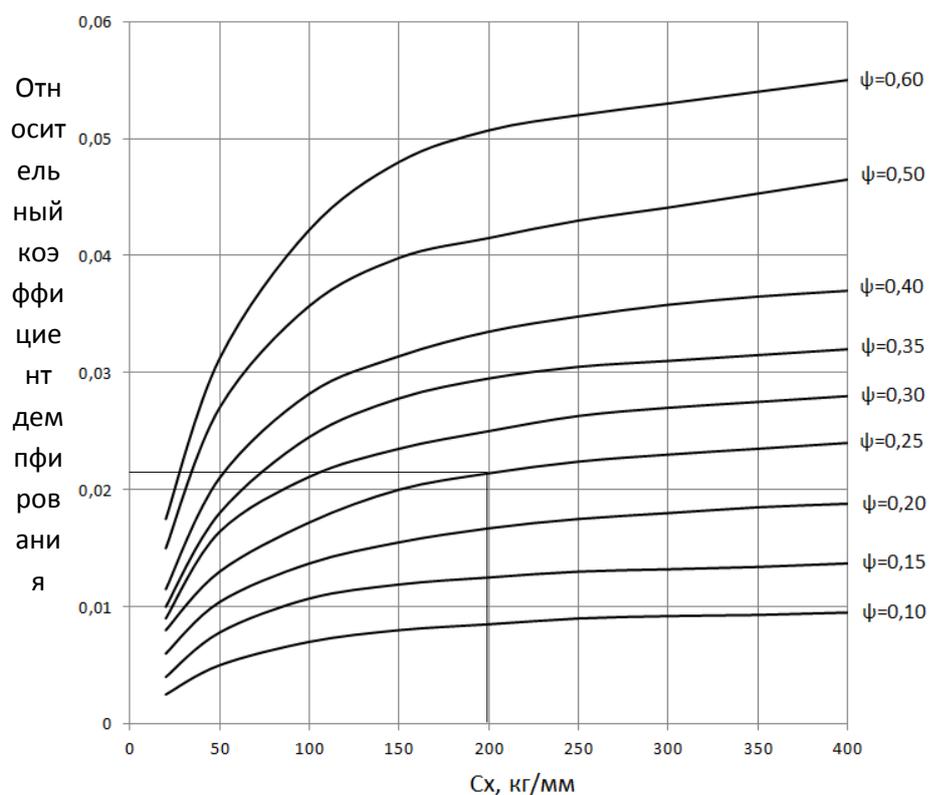


Рис. 9 Зависимость относительного коэффициента демпфирования от жесткости демпфера.

Из графика видно, что оптимальным можно считать демпфирование, получающееся при жесткости, равной 200 кг/мм. Дальнейшее увеличение относительного демпфирования за счет увеличения жесткости демпфера нецелесообразно, т.к. ее возрастание в 2 раза, приводит к изменению

демпфирования менее, чем на шесть процентов. На рис.10 приведено изменение относительной собственной частоты лопасти при колебаниях по форме первого тона в плоскости вращения по жесткости демпфера.

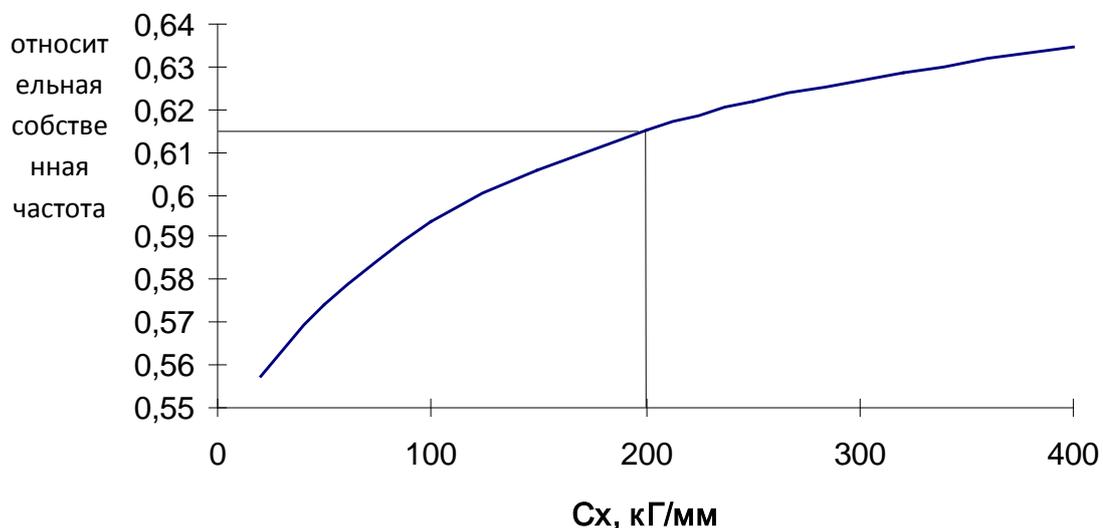


Рис. 10 Зависимость относительной собственной частоты колебаний лопасти в плоскости вращения от жесткости демпфера.

На основании проведенных расчетов была выбрана жесткость демпфера $C_x=200$ кг/мм², для которой $\bar{p}_{x1} = 0.615$, $\bar{n}_x = 0.022$ при $\Psi=0.25$.

Полученное значение демпфирования является достаточным для исключения различных форм аэроупругой неустойчивости.

Следует заметить, что близкий уровень демпфирования получается и по расчетам, сделанным для зарубежных конструкций BMR [6].

На графике рис. 11 показано изменение действительных частей характеристических чисел по скорости полета для случая $\bar{n}_{x1} = 0.022$ (без учета конструкционного демпфирования, которое для стеклопластиковых конструкций обычно находится в пределах $0.005 \div 0.01$). Из графика следует,

что движение лопасти устойчиво исходя, как из оценки изгибно-крутильной формы флаттера, так и из хордового флаттера во всем диапазоне скоростей полета вертолета. При этом запас по демпфированию колебаний является достаточным.

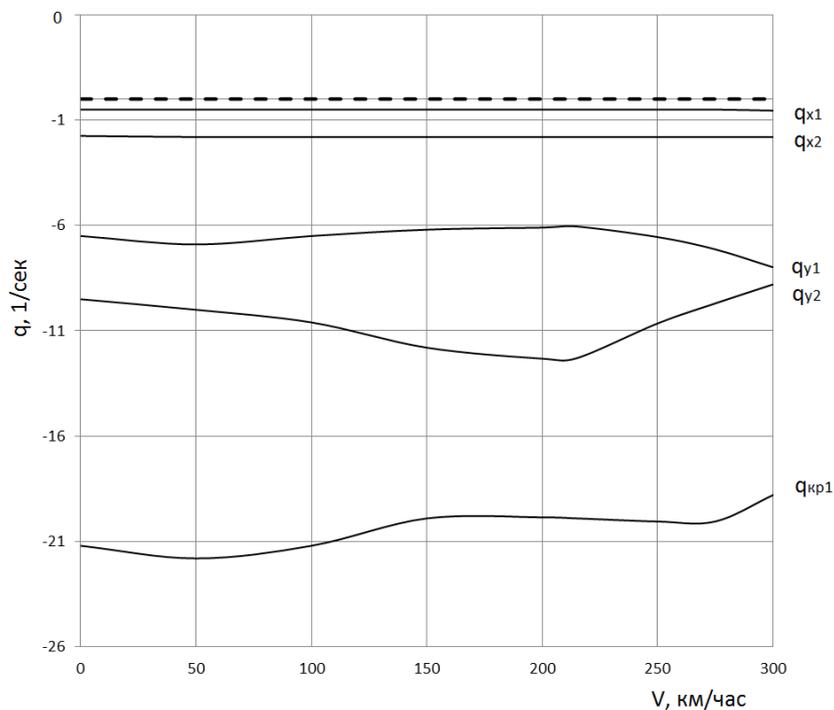


Рис. 11 Действительные части характеристических чисел от скорости полета.

Выводы

1. Рассмотрена конструкция бесподшипникового несущего винта вертолета в двух вариантах исполнения: без демпферов в плоскости вращения и с демпферами.

2. Показано, что для несущего винта без демпферов не может быть обеспечено исключение аэроупругой неустойчивости типа «хордовый флаттер».
3. Введение в конструкцию втулки эластомерных демпферов, обеспечивает достаточную величину демпфирования для исключения «хордового флаттера».
4. Представлен метод расчета параметров эластомерного демпфера, необходимого для обеспечения устойчивой работы бесподшипникового несущего винта.

Библиографический список

1. Ильичев В.Д. О флаттере несущего винта вертолета. – М.: Труды ЦАГИ, 1959. Вып. 748. С. 36-46.
2. Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолеты. Т.1. - М.: Машиностроение, 1966. - 456 с.
3. Пчелкин В.М. О хордовом флаттере винта // Труды опытно-конструкторского бюро «Московский вертолетный завод». 1971. Вып. 8. С. 42-60.
4. William G. Bousman, Rotorcraft Airloads Measurements: Extraordinary Costs, Extraordinary Benefits. The 31st Alexander Nikolsky Honorary Lecture. Journal of the American Helicopter Society, Vol.59, no. 3, July 2014.

5. Elizabeth M. Lee-Rausch, Robert T. Biedron, FUN3D Airloads Predictions for the Full-Scale UH-60A Airloads Rotor in a Wind Tunnel. Journal of the American Helicopter Society, Vol.59, no. 3, July 2014.
6. Peterz P. Friedmann, Rotary-Wing Aeroelasticity: Current Status and Future Trends. AIAA Journal, Vol.42, no. 10, October 2004. pp. 1953-1972.
7. Семина В.Ф., Гродко Л.Н. Метод расчета земного резонанса вертолета с упругим фюзеляжем // Труды опытно-конструкторского бюро «Московский вертолетный завод». 1971. Вып. 8. С. 90-96.
8. Мягков Ю.А. Земной резонанс анизотропных винтов. Труды опытно-конструкторского бюро «Московский вертолетный завод». 1971. вып. 8. С. 97-106.
9. Pavlenko N.S. Anisotropic rotor stability. 19th European rotorcraft forum. Cernobbio (Como) – Villa Erba, September 14-16, 1993.
10. Бахов О.П. Аэроупругость и динамика конструкции вертолета. – М.: Машиностроение, 1985. – 172 с.
11. Coleman R.P. and Feingold A.M., Theory of Ground Vibrations of a Two-Blade Helicopter Rotor on Anisotropic Flexible Supports. NACA TN No.1184, 1947.
12. Zvolanek I. Stability of the Helicopter Rotor on Anisotropic Supports. Journal of the American Helicopter Society, October, 1979.
13. Colombo Attilio, Complex modes in ground resonance stability analysis 26th European rotorcraft forum in conjunction with 15th European Helicopter

Association Symposium, 26-29 September 2000, Netherlands Congress Centre The Hague, The Netherlands, pp.63.1-63.10.

14. 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.