

УДК 629.735.01

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-114-123

ВЛИЯНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА Х-ОБРАЗНЫЙ РУЛЕВОЙ ВИНТ ВЕРТОЛЕТА МИ-171ЛЛ

В.А. ИВЧИН¹, В.А. НИКИФОРОВ¹, К.Ю. САМСОНОВ²

¹АО «Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля», п. Томилино, Московская обл., Россия

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

В настоящей работе описывается влияние различных лопастей несущего винта на Х-образный рулевой винт вертолета Ми-171 ЛЛ, замеченное при проведении летных испытаний. Испытания проводились на одном и том же вертолете в близких атмосферных условиях.

Задачей испытаний ставилось сравнение летно-технических характеристик двух комплектов лопастей несущего винта вертолета Ми-171 ЛЛ. Однако при обработке материалов испытаний было выявлено отличие в углах установки рулевого винта при различных несущих винтах с одинаковыми взлетными массами.

Отмечено, что взлетная масса вертолета при висении вне влияния земли в условиях международной стандартной атмосферы с лопастями из композиционных материалов превышает взлетную массу вертолета с серийными лопастями на номинальном режиме работы двигателей на ~ 750 кг, на взлетном – на ~ 700 кг.

Полученная в работе зависимость позволяет, зная высотно-климатические характеристики двигателя, определить балансировочное значение $\varphi_{рв}$ на режиме висения при различных сочетаниях барометрической высоты и температуры наружного воздуха для заданных оборотов несущего винта.

Из материалов работы следует, что при одном и том же значении $N_{пр} (95/n_{нвпр})^3$ или $N_{факт}$ балансировочные значения $\varphi_{рв}$ для вертолета с лопастями несущего винта из композиционных материалов меньше, чем для вертолета с серийными лопастями несущего винта на $0,5...0,9^\circ$. При этом разница в углах установки рулевого винта увеличивается с увеличением величины $N_{ср} (95/n_{нвср})^3 (N_{факт})$. Возможно, это вызвано различным влиянием индукции от несущего винта на рулевой винт для лопастей несущего винта из композиционных материалов и серийных.

Как следует из материалов, тяга несущего винта с лопастями несущего винта из композиционных материалов при одинаковой мощности двигателей больше, по сравнению с серийным, следовательно, больше индуктивные скорости от несущего винта. При этом углы установки рулевого винта меньше. Можно предположить, что большая индуктивная скорость от несущего винта увеличивает тягу Х-образного рулевого винта.

Ключевые слова: рулевой винт, несущий винт, индуктивная скорость.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящей работе описывается влияние различных лопастей несущего винта (НВ) на Х-образный рулевой винт вертолета Ми-171 ЛЛ, замеченное при проведении летных испытаний (рис. 1). Испытания проводились на одном и том же вертолете в близких атмосферных условиях [1].

Задачей испытаний ставилось сравнение летно-технических характеристик двух комплектов лопастей несущего винта (ЛНВ) вертолета Ми-171 ЛЛ. Однако при обработке материалов испытаний было выявлено различие в углах установки рулевого винта (РВ) при различных НВ с одинаковыми взлетными массами.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Испытания проводились на вертолете Ми-171 ЛЛ № 14987 – летающей лаборатории по теме Ми-171А2. В отличие от базового вертолета Ми-8/17 на нем установлены следующие агрегаты взамен штатных (см. также табл. 1 и 2): лопасти НВ из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с переходником (аналогичные лопастям вертолета Ми-38); усиленный автомат перекоса, Х-образный РВ (рис. 2) [2–4] (аналогичный применяемым на вертолетах

Ми-35, Ми-38); хвостовой редуктор с удлинненным штоком для установки Х-образного РВ и доработанная система путевого управления с увеличенным углом установки РВ до 24°.



Рис. 1. Ми-171 ЛЛ в полете на режиме висения
Fig. 1. Mi-171LL in flight hovering



Рис. 2. Установка Х-образного РВ на Ми-171 ЛЛ
Fig. 2. Unit of X-shaped tail rotor on Mi-171LL

Х-образный рулевой винт был спроектирован для вертолетов Ми-35 и прошел большой объем экспериментальных и летных испытаний [6–8].

Таблица 1
Table 1

Параметры несущих винтов
The parameters of the main rotor

	ЛНВ 17115 из ПКМ	ЛНВ 8АТ (серийные)
Диаметр	21,3 м	21,294 м
Число лопастей	5	5
Хорда лопасти	0,540 м (с закрылком)	0,520 м
Коэффициент заполнения	0,0777	0,0777
Форма лопасти в плане	прямоугольная со стреловидной законцовкой от $\bar{r} = 0,93$	прямоугольная
Стреловидность законцовки	30° по передней кромке 15° по задней кромке	—
Профили лопасти	$\bar{r} = 0,19 \dots 0,38$ НАСА-230-10М $\bar{r} = 0,45 \dots 0,835$ СВМ $\bar{r} = 0,91 \dots 1,0$ КСМ	НАСА-230-10М
Геометрическая крутка лопасти	7,5°	5,05°
Коэффициент компенсатора взмаха	0,465	0,5

Таблица 2
Table 2

Параметры рулевого винта
The parameters of the tail rotor

Тип	Тянущий, Х-образный
Диаметр	3,85 м
Направление вращения	По часовой стрелке, при виде на вертолет со стороны рулевого винта
Число лопастей	4

Продолжение таблицы 2

Угол установки лопастей	Минимальный -8° Максимальный $+24^{\circ}$ (одинаковый для лопастей верхнего и нижнего модулей)
Хорда лопасти	0,240 м
Коэфф. заполнения	0,159
Форма лопасти в плане	прямоугольная
Удлинение	8,125
Относительное расстояние между верхним и нижним модулями	0,1
Угол «ножниц» (угол между модулями)	42° (лопасть нижнего по тяге модуля находится впереди)

МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

17.10.2012 и 18.10.2012 выполнены полеты на определение тяговых характеристик вертолета Ми-171 ЛЛ № 14987 в соответствии с Программой № 34-2012 [5].

Тяговые характеристики вертолета определялись методом измерения потребной мощности на режиме висения на высотах $h = \{3, 5, 7, 10, 15, 20, 25, 30, 35\}$ м при оборотах несущего винта $n_{\text{нв}} = \{95, 97, 93\}$ % и четырех исходных значениях взлетных масс вертолета $\{11100, 13000, 13500, 14000\}$ кг для лопастей НВ из ПКМ и $\{11130, 13000, 13500, 14000\}$ кг для серийных лопастей, противообледенительная система двигателей выключена.

Заданные обороты НВ $n_{\text{нв}} = 93$ % для вертолета с лопастями из ПКМ и $M_{\text{взл}} = 13500$ кг и 14000 кг не могли быть реализованы, так как потребная мощность для лопастей из ПКМ значительно меньше потребной мощности для серийных лопастей, а система регулирования двигателя (шаг – газ) настроена под серийные лопасти НВ. Поэтому, даже при крайней левой коррекции, обороты НВ получались не меньше 94,7 %, а с увеличением шага НВ и мощности, соответственно, увеличивались.

Отклонения агрегатов управления измерялись с помощью датчиков и записывались на систему бортовых измерений. После полетов данные получались обработкой записей по специальной программе, разработанной авторами [9, 10].

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

В материалах Отчета № 34-2012/5-2013 [1] приведены даты, атмосферные условия при проведении испытаний, физические и приведенные значения взлетных масс, потребной мощности и оборотов несущего винта, а также балансировочные значения общего шага НВ по указателю шага винта (УШВ) и шага рулевого винта по выходу штока хвостового редуктора на каждой высоте висения для вертолета с ЛНВ из ПКМ и серийными соответственно.

Фактические значения мощности двигателей определялись по давлению за компрессором с использованием стендовых характеристик двигателей (рис. 3), по формулам

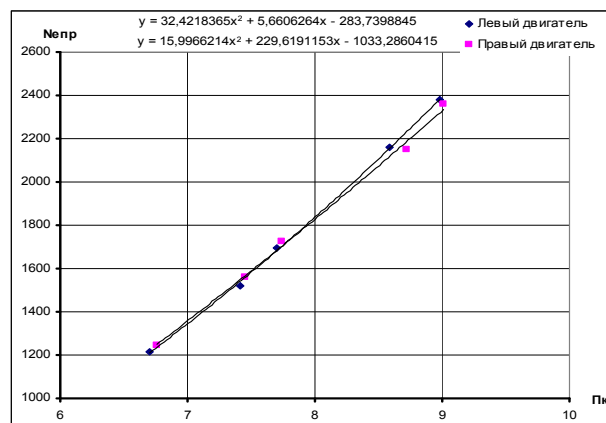


Рис. 3. Зависимость приведенной мощности двигателя от степени сжатия за компрессором
Fig. 3. The dependence of the given engine power on the compression degree of the compressor

$$N_{\phi} = N_{\text{пр}} \cdot \frac{P_H}{P_O} \cdot \sqrt{\frac{T_H}{T_O}},$$

где $N_{\text{пр}}$ – приведенная мощность двигателя, определяемая полиномом $N_{\text{пр}} = a\pi_k^2 + b\pi_k + c$ в л. с.; π_k – степень сжатия за компрессором: $\pi_k = \frac{P_k \cdot 735,6}{P_H} + 1$; a, b, c – коэффициенты аппроксимирующих полиномов левого и правого двигателей; P_k – давление за компрессором, зарегистрированное системой бортовых измерений (СБИ) в кг/см²; P_H, T_H – атмосферное давление в мм рт. ст. и температура наружного воздуха в °K во время испытаний; P_O, T_O – атмосферное давление и температура наружного воздуха у земли по международной стандартной атмосфере (МСА), равные $P_O = 760$ мм рт. ст., $T_O = 288$ °K.

Приведенные значения полетных масс и оборотов несущего винта определялись по формулам

$$M_{\text{пр}} = M_{\phi} \cdot \frac{P_O}{P_H} \quad \text{и} \quad n_{\text{нвпр}} = n_{\text{нвф}} \cdot \sqrt{\frac{T_O}{T_H}},$$

где M_{ϕ} – полетная масса вертолета с учетом выгорания топлива на каждой площадке. Количество выгоревшего топлива определялось по удвоенному показанию расходомера, установленного перед топливным насосом левого двигателя.

Значения $\phi_{\text{ош}}$ для лопастей из ПКМ и серийных приведены по УШВ.

Для получения значения $\phi_{\text{ош}}$ на $\bar{r} = 0,7$ для лопастей из ПКМ и серийных необходимо значения $\phi_{\text{ош}}$ по УШВ увеличить на 1,87°.

Тяговые характеристики вертолетов с ЛНВ из ПКМ и серийными сравнивались по зависимостям $M_{\text{пр}} = f(H)$ на рис. 4, где среднее значение оборотов НВ близко к эксплуатационному $n_{\text{нв}} = 95 \div 96$ %.

Отсюда следует, что взлетная масса вертолета при висении вне влияния земли в МСА с лопастями из ПКМ превышает взлетную массу вертолета с серийными лопастями на номинальном режиме работы двигателей на ~ 750 кг, на взлетном – на ~ 700 кг.

Однако следует учитывать, что Мвзл вертолета с серийными лопастями получена при фактическом использовании взлетного режима, а Мвзл с ЛНВ из ПКМ получена экстраполяцией с мощности $N_{\text{дв}} = 3700 \div 3800$ л. с.

На рис. 5 представлены зависимости угла установки рулевого винта от

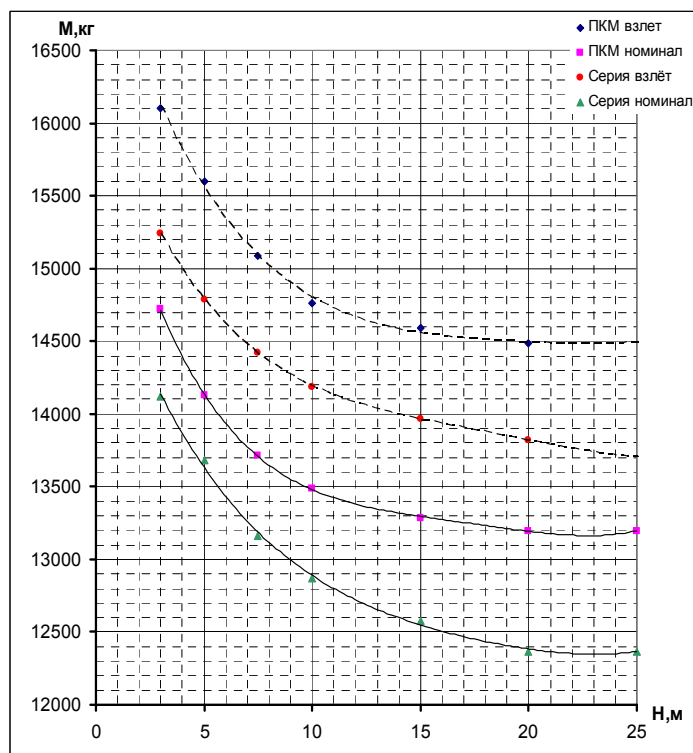


Рис. 4. Зависимость приведенной массы вертолета с ЛНВ из ПКМ и серийными от высоты висения при среднем значении приведенных оборотов несущего винта $n_{\text{нв}} = 96$ % (95,1...96,7)

Fig. 4. The dependence of the given helicopter mass with main rotor blades made of polymer composite materials and production configuration on the height of hovering with the average value of given rotations of the main rotor $n_{\text{нв}} = 96$ % (95.1...96.7)

$N_{\text{ср}} (95/n_{\text{нвпр}})^3$ для вертолета с ЛНВ из ПКМ и серийными, полученные для обследованного диапазона $M_{\text{взл}}$, h и $n_{\text{нв}}$ по материалам испытаний:

$$\varphi_{\text{рв}} = f [N_{\text{пр}} \cdot (n_{\text{нво}}/n_{\text{нвпр}})^3],$$

где $N_{\text{пр}}$ – приведенная мощность двигателей; $n_{\text{нво}}$ – нормирующее значение числа оборотов НВ, в данном случае 95 %; $n_{\text{нвпр}}$ – значение приведенного числа оборотов НВ.

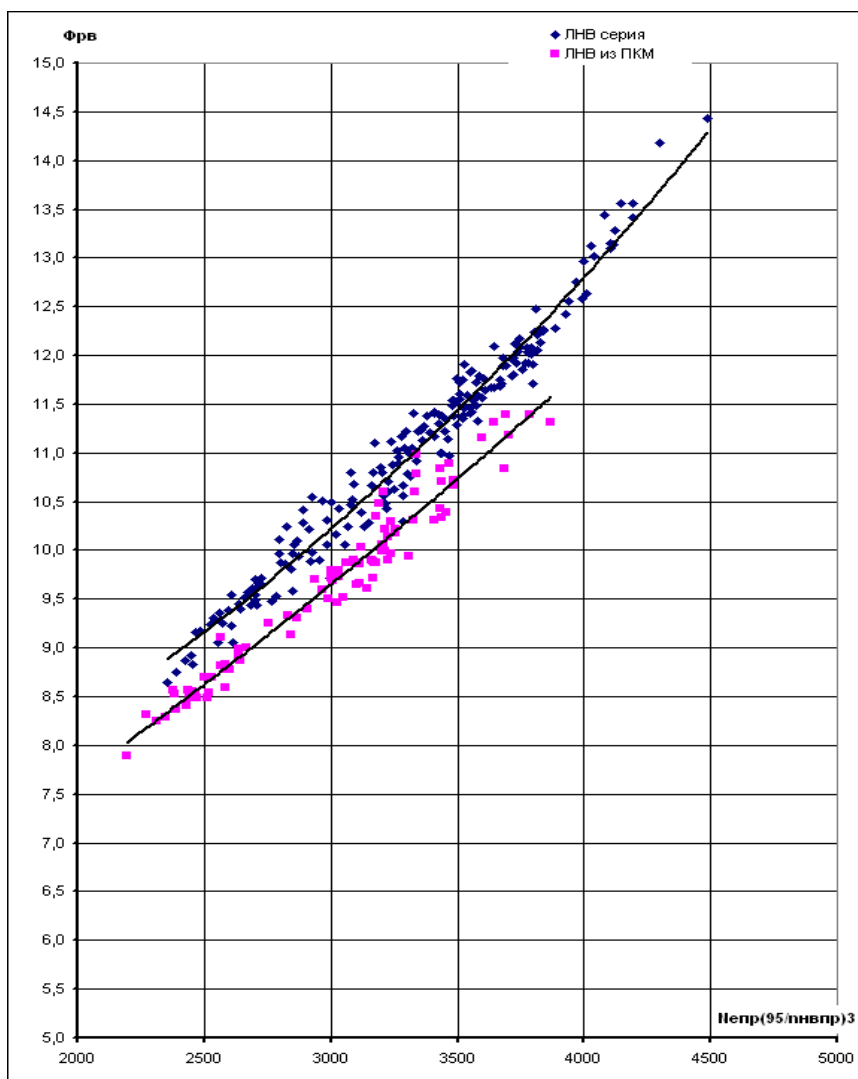


Рис. 5. Зависимость $\Phi_{\text{рв}}$ от $N_{\text{ср}} (95/n_{\text{нвпр}})^3$ для вертолета с ЛНВ из ПКМ и серийными в обследованном диапазоне $M_{\text{взл}}$, h и $n_{\text{нв}}$

Fig. 5. The dependence of the angle of the tail rotor on the power for a helicopter with main rotor blades made of polymer composite materials and production configuration in the examined range of takeoff weight, flight altitude and frequency of main rotor rotation

Эта зависимость позволяет, зная высотно-климатические характеристики двигателя, определить балансирующее значение $\varphi_{\text{рв}}$ на режиме висения при различных сочетаниях барометрической высоты и температуры наружного воздуха для заданных оборотов НВ.

На рис. 6 представлены зависимости угла установки рулевого винта от фактической мощности двигателей $N_{\text{факт}}$ для вертолета с ЛНВ из ПКМ и серийными в обследованном диапазоне $M_{\text{взл}}$, h и $n_{\text{нв}}$. На рис. 7 та же зависимость только для оборотов несущего винта $n_{\text{нв}} = 95\%$.

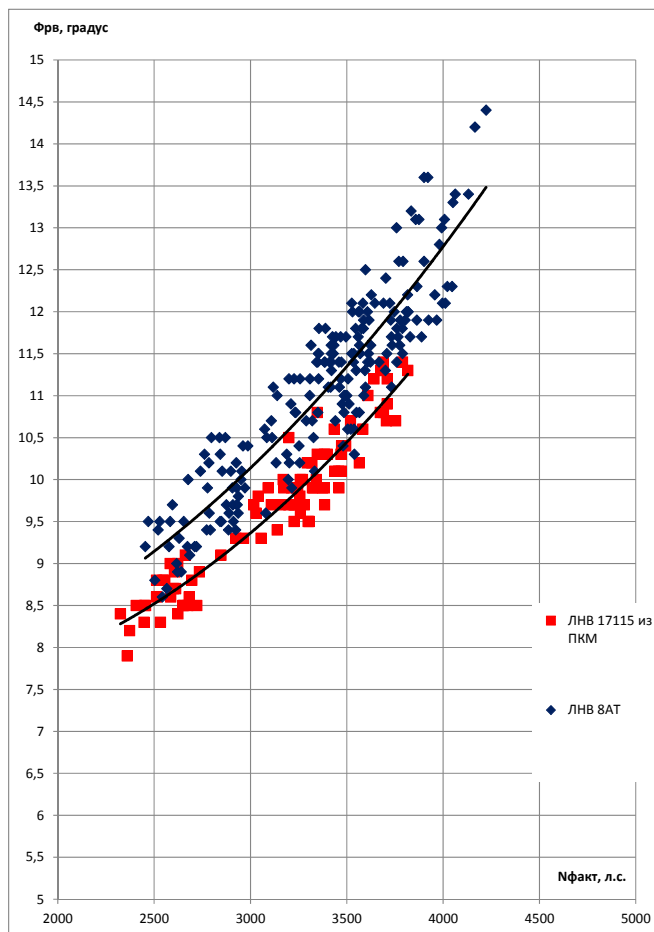


Рис. 6. Зависимость $\Phi_{рв}$ от фактической мощности двигателей для вертолета с ЛНВ из ПКМ и серийными в обследованном диапазоне $M_{взл}$, h и $n_{нв}$

Fig. 6. The dependence of the angle of the tail rotor on the actual engine power for a helicopter with main rotor blades made of polymer composite materials and production configuration in the examined range of takeoff weight, flight altitude and frequency of main rotor rotation

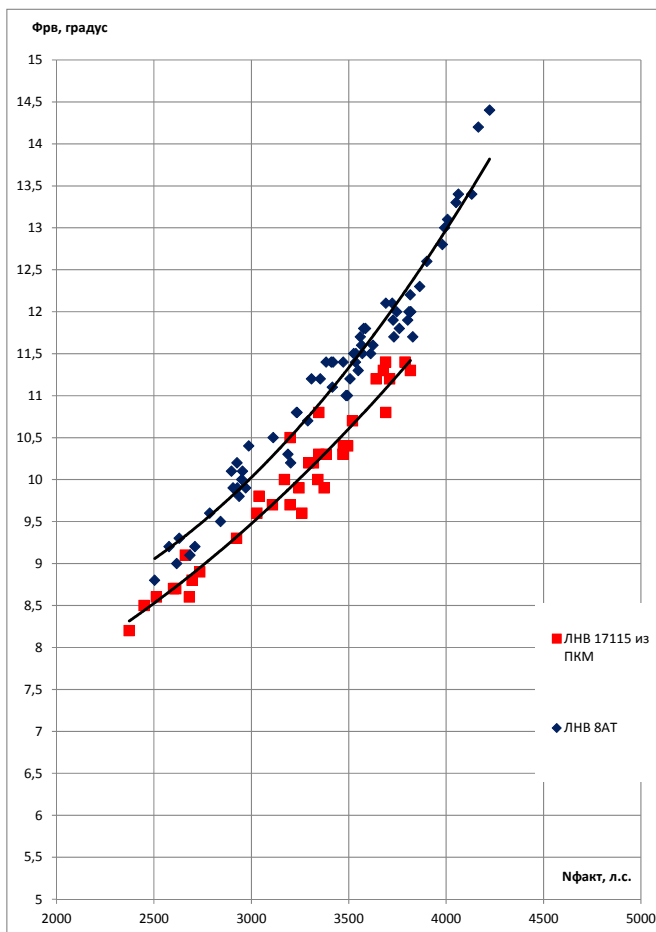


Рис. 7. Зависимость $\Phi_{рв}$ от фактической мощности двигателей для вертолета с ЛНВ из ПКМ и серийными в обследованном диапазоне $M_{взл}$, h . Для $n_{нв} = 95 \%$

Fig. 7. The dependence of the angle of the tail rotor on the actual engine power for a helicopter with main rotor blades made of polymer composite materials and production configuration in the examined range of takeoff weight, flight altitude. Frequency of main rotor rotation $n_{нв} = 95 \%$

Из рис. 5–7 следует, что при одном и том же значении $N_{пр} (95/n_{нвпр})^3$ или $N_{факт}$ балансировочные значения $\Phi_{рв}$ для вертолета с ЛНВ из ПКМ меньше, чем для вертолета с серийными ЛНВ на $0,5 \pm 0,9^\circ$. При этом разница в углах установки рулевого винта увеличивается с увеличением величины $N_{епр} (95/n_{нвпр})^3$. Возможно, это вызвано различным влиянием индукции от несущего винта на рулевой винт для ЛНВ из ПКМ и серийных.

На рис. 8 представлена зависимость угла установки Х-образного рулевого винта от угла установки общего шага несущего винта для ЛНВ из ПКМ и серийных. Как следует из рис. 4, тяга несущего винта с ЛНВ из ПКМ при одинаковой мощности двигателей больше, по сравнению с серийным, следовательно, больше индуктивные скорости от НВ. При этом углы установки рулевого винта меньше (см. рис. 5–8). Можно предположить, что большая индуктивная скорость от несущего винта увеличивает тягу Х-образного рулевого винта.

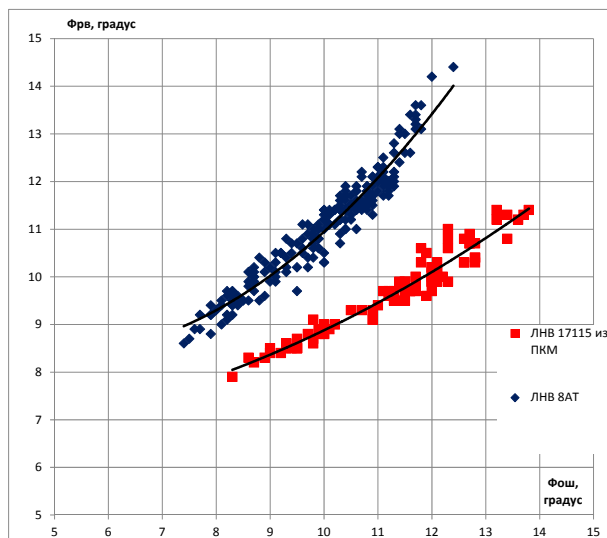


Рис. 8. Зависимость угла установки рулевого винта

от угла установки общего шага несущего винта с ЛНВ из ПКМ и серийными

Fig. 8. The dependence of the angle of the tail rotor on the installation angle of the collective pitch of the main rotor with rotor blades made of polymer composite materials and production configuration

ВЫВОДЫ

1. При одном и том же значении $N_{пр} (95/n_{нвпр})^3$ балансировочные значения $\phi_{рв}$ для вертолета с ЛНВ из ПКМ меньше, чем для вертолета с серийными ЛНВ на $0,5 \div 0,9^\circ$. При этом разница в углах установки рулевого винта увеличивается с увеличением величины $N_{ср} (95/n_{нвср})^3$.

2. Тяга несущего винта с ЛНВ из ПКМ при одинаковой мощности двигателей больше, по сравнению с серийным, следовательно, больше индуктивные скорости от несущего винта.

3. Можно предположить, что большая индуктивная скорость от несущего винта увеличивает тягу Х-образного рулевого винта.

Авторы выражают благодарность И.Г. Пискову, С.Р. Замуле и А.И. Орлову за помощь в проведении данной работы и подготовке статьи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Отчет № 34-2012/5-2013 по результатам предварительных наземных и летных испытаний вертолета – летающей лаборатории Ми-171 № 14987 с модифицированными агрегатами несущей системы и Х-образным рулевым винтом: Технический отчет. Москва: АО «МВЗ им. М.Л. Миля», 2013. 1203 с.

2. Ivchin V.A., Samsonov K.Yu. Experimental investigation of scissors-type tail rotor model aimed at perfection of its aerodynamic performance // 33rd European Rotorcraft Forum 2007. Proceedings. Kazan, 2007. pp. 2646–2678 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.proceedings.com/08121.html> (дата обращения 27.12.2017).

3. Ивчин В.А., Самсонов К.Ю. Экспериментальные исследования модели Х-образного рулевого винта с целью улучшения его аэродинамических характеристик // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 151 (1). С. 71–78.

4. Ивчин В.А., Самсонов К.Ю. Экспериментальные исследования модели Х-образного рулевого винта с целью улучшения его аэродинамических характеристик // Вертолеты: Труды ОКБ МВЗ им. М.Л. Миля / кол. авторов под. ред. А.Г. Самусенко. М.: Машиностроение: Машиностроение – Полет, 2010. С. 262–279.

5. **Ивчин В.А., Самсонов К.Ю.** Результаты первого этапа летных испытаний вертолета летающей лаборатории Ми-171А2 // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 200 (2). С. 63–69.

6. **Рипа А.В.** Результаты предварительных экспериментальных испытаний по исследованию взаимовлияния Х-образного рулевого винта с килем // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: аннотации работ Всероссийского межотраслевого научно-технического форума. 2012. МАИ. С. 45–46 [Электронный ресурс]. URL: https://mai.ru/conf/mforum/files/Sbornik_2012.pdf (дата обращения 27.12.2017).

7. Сравнительные расчетные исследования трехлопастного и Х-образного рулевых винтов на режимах «вихревого кольца» / В.А. Ивчин, Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 223. С. 58–67.

8. **Ивчин В.А., Черток О.Л.** Новая математическая модель динамики вертолета для тренажеров и пилотажных стендов // Вертолеты: Труды опытно-конструкторского бюро Московского вертолетного завода имени М.Л. Миля. М.: Машиностроение: Машиностроение – Полет, 2010. С. 280–297.

9. **Ивчин В.А., Самсонов К.Ю.** Методика определения углов наклона тарелки автомата перекося в продольном, поперечном направлении, а также угла общего шага несущего винта для вертолета Ми-38 // Труды девятого форума Российского Вертолетного общества, Москва, 2010 [Электронный ресурс]. URL: http://rhs.mai.ru/Str_4_09.htm (дата обращения 27.12.2017).

10. Применение систем бортовых измерений (СБИ) для испытания комплексов бортового оборудования и систем вертолетов на ОАО «МВЗ им. М.Л. Миля» / А.С. Гуревич, В.А. Ивчин, И.Г. Писков, К.Ю. Самсонов // Тезисы докладов XI международной конференции «Авиация и космонавтика – 2012». М.: МАИ, 2012. С. 50–51.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Ивчин Валерий Андреевич, кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолетов АО «МВЗ им. М.Л. Миля», vivchin@mail.ru.

Никифоров Владимир Алексеевич, ведущий конструктор АО «МВЗ им. М. Л. Миля», vnikiforov@mi-helicopter.ru.

Самсонов Константин Юрьевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), samsonov.k@inbox.ru.

THE EFFECT OF DIFFERENT OPTIONS OF BLADES MAIN ROTOR ON THE X-SHAPED TAIL ROTOR OF THE MI-171 LL

Valery A. Ivchin¹, Vladimir A. Nikiforov¹, Konstantin Yu. Samsonov²

¹*JSC "Mil Moscow Helicopter Plant", Tomilino, Moscow region, Russia*

²*Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia*

ABSTRACT

This paper describes the effect of different rotor blades on the X-shaped tail rotor of the Mi-171 LL, observed conducting flight tests. The tests were carried out on the same helicopter in the similar atmospheric conditions.

The objective of the tests was the comparison of flight performance of two sets of rotor blades of the helicopter Mi-171 LL. However, materials test revealed a difference in the angles of the tail rotor at different MRs with the same takeoff weight.

The authors are grateful to I.G. Peskov, S.R. Zamula and A.I. Orlov for assistance in carrying out this work and the preparation of this article.

Noted that the helicopter takeoff weight when hovering out of ground effect in ISA with blades from polymer composite materials (PCM) exceeds the takeoff weight of the helicopter with the serial blades in the nominal mode of the engine operation at $\sim 750\text{kg}$, in the takeoff mode at $\sim 700\text{kg}$.

Knowing the altitude and climatic characteristics of the engine, the obtained dependence allows to determine the balancing value of $\phi_{\text{РВ}}$ on hovering at different combinations of pressure altitude and outside air temperature for a given speed of the main rotor (MR).

It follows from the work that when the same value $N_{\text{нр}}(95/n_{\text{нр}})^3$ or $N_{\text{факт}}$ the balancing values of $\phi_{\text{РВ}}$ for the helicopter with the main rotor blades from the PCM is less than for the helicopters with serial blades by $0.5\dots 0.9^\circ$. The difference in the angles of the tail rotor increases with growing of $N_{\text{нр}}(95/n_{\text{нр}})^3$ ($N_{\text{факт}}$). Perhaps this is caused by different induction effect of the main rotor on the tail rotor to the MR from PCM and the serial ones.

As follows from the materials, the thrust of the main rotor with blades from PCM with the same engine power is more in comparison with the serial blades. Consequently inductive speeds of the main rotor are more and the angles of the tail rotor are less. It can be assumed that a large induced velocity of the main rotor increases the thrust of X-shaped tail rotor.

Key words: main rotor, tail rotor, inductive speed.

REFERENCES

1. *Otchet №34-2012/5-2013 po rezultatam predvaritel'nyh nazemnyh i l'otnyh ispytaniy vertol'ota – letayushey laboratorii Mi-171 №14987 s modifitsirovannymi agregatami nesushey sistemy X-obraznym rulevym vintom: tehnichestkiy otch'ot* [Report No. 34-2012/5-2013 on the results of preliminary helicopter ground and flight tests – a flying Mi-171 test-bed №14987 with modified units of load-carrying construction and X-shaped tail rotor: Technical report]. Moscow, Mil Moscow Helicopter Plant, 2013, 1203 p. (in Russian)
2. **Ivchin V.A., Samsonov K.Y.** Experimental investigation of scissors-type tail rotor model aimed at perfection of its aerodynamic performance. 33rd European Rotorcraft Forum 2007. Proceedings, Kazan, 2007, pp. 2646–2678. Available at: <http://www.proceedings.com/08121.html> (accessed 27.12.2017).
3. **Ivchin V.A., Samsonov K.Yu.** *Experementalniye issledovaniya modeleli X-obraznogo rulevogo vinta s tsel'yu uluchsheniya ego aerodinamicheskikh harakteristik* [Experimental investigations of X-shaped tail rotor model aimed at improving aerodynamic characteristic thereof]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2010, No. 151 (1), pp. 71–78. (in Russian)
4. **Ivchin V.A., Samsonov K.Yu.** *Eksperementalniye issledovaniya modeli X-obraznogo rulevogo vinta s tselyu uluchsheniya ego aerodinamicheskikh harakteristik* [Experimental research of X-shaped tail rotor model with the purpose of improving its aerodynamic characteristics]. *Vertolyoty: Trudy OKB MVZ im. M.L. Milya* [Helicopters: Proceedings of the Development Design Office Mil Moscow Helicopter Plant]. Ed. by Samusenko A.G. M., Mechanical Engineering-Flight publ., 2010, pp. 262–279. (in Russian)
5. **Ivchin V.A., Samsonov K.Yu.** *Rezultaty pervogo etapa l'otnyh ispytaniy vertol'ota- letayushey laboratorii MI-171A2* [Results of the first MI-171A2 flying laboratory test phase]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2014, No. 200 (2), pp. 63–69. (in Russian)
6. **Ripa A.V.** *Rezultaty predvaritel'nykh eksperimental'nykh ispytaniy po issledovaniyu vzaimovliyaniya X-obraznogo rulevogo vinta s kilem* [Results of preliminary experimental tests on the study of the mutual influence of the X-shaped steering propeller with keel]. *Annotatsii rabot Vserossiiskogo mezhotraslevogo nauchno-tehnicheskogo foruma "Molodezh' i budushee aviatsii i kosmonavтики"* [Annotations of the All-Russian interbranch scientific and technical forum "Young people and future of aviation and space exploration"]. M., MAI publ., 2012, pp. 45–46. Available at: https://mai.ru/conf/mforum/files/Sbornik_2012.pdf (accessed 27.12.2017). (in Russian)
7. **Ivchin V.A., Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I.** *Sravnitel'niye raschetniye issledovaniya trehlopastnogo i X-obraznogo rulevogo vintov na rezhimakh "vihrevogo kol'tsa"* [Comparative study on calculation results of three-blade and X-shaped tail rotor at "vortex ring"]. *Nauchny Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, No. 223, pp. 58–67. (in Russian)

8. Ivchin V.A., Chertock O.L. *Novaya matematicheskaya model' dinamiki vertol'ota dlya trenazhorov i pilotazhnykh stendov* [New mathematical model of helicopter dynamics for simulators and pilotage stands]. *Vertol'oty. Trudy opytно-konstruktorskogo buro Moskovskogo vertol'otnogo zavoda imeni M.L. Milya* [Helicopters. Proceedings of the Development Design Office Mil Helicopter Plant]. M., Mechanical Engineering. Flight publ., 2010, pp. 280–297. (in Russian).

9. Ivchin V.A., Samsonov K.Yu. *Metodika opredeleniya uglov naklona tarelki avtomata perekosa v prodolnom, poperechnom napravlenii, a takzhe ugla obshchego shaga nesushego vinta dlya vertolyota Mi-38* [Methodology of determining angles of swash plate tilt in longitudinal, lateral directions as well as an angle of a collective pitch of the main rotor for Mi-38 helicopter]. *Trudy devyatogo foruma Rossiyskogo Vertolyotnogo obshchestva* [Proceedings of the 9th Forum of the Russian Helicopter Society]. Moscow, 2010. Available at: http://rhs.mai.ru/Str_4_09.htm (accessed 27.12.2017). (in Russian)

10. Gurevich A.S., Ivchin V.A., Piskov I.G., Samsonov K.Yu. *Primechaniya sistem bortovukh izmereniy (SBI) dlya ispytaniya kompleksov bortovogo oborudovaniya i sistem vertolotov na OAO "MVZ im. M.L. Milya"* [Application of on-board measurements systems to test on-board equipment complexes and helicopter systems at Mil Helicopter Plant]. *Tezisy dokladov XI mezhdunarodnoy konferentsii "Aviatsiya i kosmonavtika – 2012"* [Theses of reports of the 11th International Conference "Aviation and Cosmonautics. 2012"]. M., MAI publ., 2012, pp. 50–51. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Valery A. Ivchin, Candidate of Technical Sciences, Head of the Department of Aerodynamics and Dynamics of Helicopters JSC «Mil Moscow Helicopter Plant», vivchin@mail.ru.

Vladimir A. Nikiforov, Lead Designer JSC «Mil Moscow Helicopter Plant», vnikiforov@mi-helicopter.ru.

Konstantin Yu. Samsonov, Graduate Student Moscow Aviation Institute, samsonov.k@inbox.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

10.09.2017
28.12.2017

Received
Accepted for publication

10.09.2017
28.12.2017