

УДК 629.735.45

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО АЗИМУТА УСТАНОВКИ ЛОПАСТЕЙ СООСНОГО СВЕРХЛЕГКОГО ВЕРТОЛЕТА

В.В. ДУДНИК, В.А. КОЛОТ

(Донской государственный технический университет)

Обоснована возможность снижения вибрации сверхлегкого соосного вертолета на проходной гармонике посредством установки лопастей на оптимальном азимуте. Представлены методика аэродинамического расчета винтов и результаты расчетов для горизонтального полета вертолета «Роторфлай». Определено, что оптимальным азимутом встречи лопастей является угол 37,5 градусов по направлению вращения верхнего винта.

Ключевые слова: соосный вертолет, лопасть, несущий винт вертолета.

Введение. Двухместный вертолет «Роторфлай» на сегодняшний день является единственным сверхлегким вертолетом (СЛВ) в России. Выполненные на нем эксперименты по измерению вибрации показали высокий уровень второй гармоники на режиме горизонтального полета. Это нормально обусловленная вибрация, вызванная перекосом тяги вследствие неравномерной обдувки несущего винта (НВ). Вторая гармоника данного СЛВ на самом деле представляет собой сумму колебаний верхнего и нижнего винтов. Если рассмотреть вопрос с точки зрения оптимизации вибрации, то можно сделать вывод, что фаза вибрации зависит от начальной точки движения лопасти. Соответственно, изменением начальных точек, а точнее, смещением линии встречи лопастей, фазы колебаний могут быть смещены на противоположные. В таком случае вторая гармоника колебаний может быть практически сведена к нулю. Допущения, принятые в расчетах, сложность определения диссипативных свойств конструкции не позволят оценить вибрацию, передающуюся на вертолет, однако позволят определить фазы колебаний и, соответственно, смещение начальных азимутов винтов друг относительно друга.

Основные параметры СЛВ. Для расчетов оптимального азимута встречи лопастей был выбран прямолинейный полет в скоростном диапазоне 80–100 км/ч. Это диапазон, в котором происходит наибольшее количество полетов СЛВ, но при этом влияния верхний винт на нижний почти не оказывает, так как наклон индуктивного потока велик [1, 6–8] и он просто сдувается до плоскости нижнего винта. Вследствие этого фазы колебаний винтов рассматривались без учета взаимного влияния.

В указанном диапазоне угол атаки фюзеляжа СЛВ близок к нулю, так как угол заклинивания несущего винта соответствует скорости полета 84 км/ч. Соответственно тарелки автомата перекоса практически перпендикулярны оси вала винта. Наклон автомата перекоса в поперечном направлении для компенсации перекоса тяги не осуществляется, так как соосный вертолет компенсирует его за счет наличия второго винта обратного вращения.

Внешний вид вертолета «Роторфлай» изображен на рис.1. Лопасти верхнего и нижнего винтов совмещаются на азимутах 0, 90, 180, 270 градусов. Это удобно с точки зрения хранения вертолета. При таких азимутах вертолет в стояночном положении имеет минимальную ширину 1,74 м, обусловленную шириной полозков, что позволяет помещать его в автомобильный гараж. Крепление втулок винтов дает возможность поворачивать НВ относительно вала и закреплять в любом азимутальном положении лопастей.



Рис.1. Внешний вид двухместного СЛВ «Роторфлай»

Для определения фаз колебаний НВ были выполнены расчеты аэродинамических характеристик изолированных винтов.

Методика аэродинамического расчета НВ. Для выполнения расчетов фаз колебаний был применен метод расчета движения элемента лопасти. Он основан на допущении, что каждый элемент лопасти винта можно рассматривать как отрезок профиля,двигающийся по винтовой линии. Подъемную силу и лобовое сопротивление рассчитывают исходя из результирующей скорости потока, обтекающего этот профиль, причем считается, что прилегающие части лопасти не влияют на характеристики рассматриваемого отрезка профиля. Тягу и крутящий момент винта получают интегрированием элементарных тяг и моментов отдельных элементов лопасти. Таким образом, задачу определения аэродинамических характеристик несущего винта решают при следующих допущениях:

- лопасть является жесткой на изгиб и кручение, но имеет две степени свободы: вращение относительно горизонтального шарнира и поворот в осевом направлении на торсионе;
- не учитывается жесткость проводки управления.

На элементе лопасти при вращении возникают аэродинамические силы, обусловленные наличием как окружной и пропульсивной скоростей, так и вертикальной составляющей проходящего через винт потока. При прохождении потока снизу вверх вертикальная составляющая скорости потока U_y положительна и угол атаки α превышает угол установки лопасти φ . В большинстве режимов полета величина U_y отрицательна и реальный угол атаки меньше угла установки.

Значение тяги элемента лопасти равно значению подъемной силы элемента:

$$dT = c_y \frac{\rho U_\Sigma^2}{2} b dr = c_y \frac{\rho (U_x^2 + U_y^2)}{2} b dr ,$$

где c_y – коэффициент подъемной силы профиля на участке элемента лопасти; ρ – плотность воздуха; U_Σ – суммарная скорость обтекания элемента лопасти; b – хорда лопасти; dr – длина элемента лопасти вдоль радиуса; U_x , U_y – проекции скорости движения элемента лопасти.

Коэффициент подъемной силы на линейном участке зависимости может быть определен по формуле:

$$c_y = \alpha_p a_\infty = a_\infty \left(\varphi + \frac{U_y}{U_x} \right),$$

где α_p – текущий угол атаки сечения относительно точки нулевой подъемной силы профиля; a_∞ – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; φ – угол установки профиля.

Скорость продольного движения представляет собой сумму пропульсивной и окружной скоростей:

$$U_x = r\omega + \mu R\omega \sin \psi,$$

где r – текущее значение радиуса; ω – угловая скорость НВ; μ – относительная скорость; R – радиус НВ; ψ – азимут лопасти.

Вертикальная составляющая скорости элемента лопасти зависит от коэффициента протекания, окружной скорости махового движения относительно горизонтального шарнира, составляющей пропульсивного движения, обусловленной наличием угла конусности и угловыми скоростями вращения СЛВ относительно продольной и поперечной осей:

$$U_y = \lambda R\omega - r \frac{d\beta}{dt} - \mu R\omega \beta \cos \psi + \omega_{Bz} r \cos \psi - \omega_{Bx} r \sin \psi,$$

где λ – коэффициент протекания НВ; β – угол конусности; ω_{Bz} , ω_{Bx} – угловые скорости вертолета относительно осей.

При интегрировании величины тяги винта по радиусу необходимо учесть потерю эффективности НВ на краю диска вследствие перетекания воздуха на концах лопастей. Зона распространения концевых потерь зависит от удельной нагрузки на лопасть и на весь винт.

Однако малонагруженные вертолетные винты, к которым относятся винты СЛВ, можно рассчитывать с учетом допущения о том, что часть лопасти длиной, равной половине концевой хорды, не создает подъемной силы [2]. В этом случае относительный радиус рабочей части лопасти

$$B = 1 - \frac{b}{2R}.$$

Для данного НВ при таком допущении коэффициент концевых потерь равен 0,97. Эта цифра была подтверждена летными испытаниями [2], которые показали, что концевые потери уменьшают эффективный радиус лопасти на 3-4%.

Интегрированное значение тяги лопасти определяется как

$$T = \frac{z_l}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{R_0}^{BR} dT,$$

где z_l – количество лопастей; R_0 – радиус начала рабочей части лопасти.

С учетом значения скоростей тяга изолированного НВ представляет собой интеграл:

$$T = \frac{z_l}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{R_0}^{BR} \left(\frac{1}{2} b\rho\alpha_\infty (\phi(r^2\omega^2 + 2\omega^2 Rr\mu \sin \psi + \mu^2 R^2\omega^2 \sin \psi) + \lambda\omega^2 Rr - \frac{d\beta}{dt}\omega r^2 - \beta\mu\omega^2 Rr \cos \psi - \Omega_x\omega r^2 \sin \psi + \lambda\mu\omega^2 R^2 \sin \psi - \frac{d\beta}{dt}\mu\omega Rr \sin \psi - \beta\mu^2\omega^2 R^2 \sin \psi \cos \psi - \Omega_x\omega\mu Rr \sin^2 \psi + \Omega_y\omega r^2 \cos \psi + \Omega_y\omega\mu Rr \sin \psi \cos \psi) \right) dr.$$

При численном интегрировании лопасть разбивается на элементы длиной

$$dr_{\tau} = \frac{(BR - R_0)}{n_b},$$

где n_b – количество отрезков, на которые разбивается лопасть.

Радиус i -го элемента лопасти

$$r_{\tau i} = r_{\tau(i-1)} + dr_{\tau},$$

при этом первое сечение

$$r_{\tau 1} = R_0 + \frac{dr}{2}.$$

Угол установки сечений при линейной геометрической кривке лопасти:

$$\varphi = \left(\left(\varphi_7 + \frac{0,7R - r_i}{R - R_0} \Delta\varphi - K_k \beta \right) - A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi \right) \frac{\pi}{180},$$

где φ_7 – угол установки лопасти на 7-м сечении; $\Delta\varphi = \varphi_0 - \varphi_R$ – кривка лопасти; K_k – коэффициент компенсатора взмаха, зависящий от величины махового движения лопасти. В случае если СЛВ не использует компенсатор взмаха, то $K_k = 0$; A_1 – угол наклона кольца автомата перекоса в продольном направлении (положительное направление – отклонение автомата перекоса назад); B_1 – угол наклона кольца автомата перекоса в поперечном направлении (положительное направление – отклонение автомата перекоса влево при вращении НВ по часовой стрелке).

Угол конусности определяется в результате приравнивания моментов, образуемых аэродинамическими, массовыми и центробежными силами. Вследствие вращательного движения НВ, значение угла конусности является периодической функцией, для описания которой используется преобразование Фурье. Учитывая малость значений второй гармоники угла конусности лопасти, их можно опустить [3]. Тогда угол конусности

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi,$$

где a_0 – составляющая угла конусности, не зависящая от махового движения, фактически равная β на вертикальном режиме; a_1 – амплитуда косинусоидального движения; b_1 – амплитуда синусоидального движения.

Угол конусности зависит, в первую очередь, от массы лопасти, так как центробежная сила возрастает при ее увеличении.

Составляющие угла конусности равны [4]:

$$a_0 = a'_0 - \gamma \frac{B^3 \omega_x}{6\omega} \mu,$$

$$a_1 = a'_1 - \left(\frac{B^4 \omega_x}{\omega} + \frac{8\omega_z}{\gamma\omega} \right) \frac{1}{B^2 \left(B^2 - \frac{1}{2} \mu^2 \right)},$$

$$b_1 = b'_1 - \left(\frac{B^4 \omega_z}{\omega} - \frac{8\omega_x}{\gamma\omega} \right) \frac{1}{B^2 \left(B^2 + \frac{1}{2} \mu^2 \right)},$$

$$a'_0 = \gamma \left[\frac{B^3}{3} \lambda + \frac{\Phi}{4} B^2 (B^2 + \mu^2) \right] - \frac{S_{г.ш.}}{I_{г.ш.}},$$

$$a'_1 = 2\mu \left(\lambda + \frac{4}{3} B\Phi \right) \frac{1}{B^2 - \frac{1}{2} \mu^2},$$

$$b'_1 = \frac{4}{3} \mu a_0 \frac{B}{B^2 + \frac{1}{2} \mu^2},$$

где γ – массовая характеристика лопасти; $S_{г.ш.}$ – статический момент лопасти относительно горизонтального шарнира; $I_{г.ш.}$ – момент инерции лопасти относительно горизонтального шарнира.

Массовая характеристика лопасти

$$\gamma = \frac{b\rho a_\infty R^4}{2I_{г.ш.}}$$

Коэффициент протекания НВ в общем случае определяется по формуле [5]:

$$\lambda = \mu \operatorname{tg} \alpha_b + \lambda_i,$$

где α_b – угол атаки НВ (положительный наклон назад);

$$\lambda_i = \frac{C_r}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}}.$$

В этом случае для определения коэффициента протекания необходимо решить уравнение 4-го порядка. Однако вместо этого можно определить λ , решая последовательными приближениями по методу Ньютона–Рафсона уравнение

$$\lambda - \mu \operatorname{tg} \alpha + \frac{C_r}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} = 0.$$

Кроме тяги, в расчете определяли крутящий момент и продольную аэродинамическую силу. Момент для изолированного НВ

$$dM_k = \frac{1}{2} b\rho (C_{xp} U_x^2 - a_\infty \Phi U_x U_y - a_\infty U_y^2) r dr,$$

$$M_k = \frac{z_n}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{R_0}^{BR} dM_k.$$

Продольная сила, возникающая в полете на участке лопасти, может быть определена по формуле:

$$dH = \frac{dM_k}{r} \sin \psi - \beta dT \cos \psi,$$

$$H = \frac{z_n}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_0^{BR} \frac{\sin \psi}{r} dM_k - \frac{z_n}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_0^{BR} \beta \cos \psi dT.$$

Результаты расчетов характеристик НВ. При расчете были определены аэродинамические характеристики НВ вертолета «Роторфлай». В частности, на рис.2 приведены углы атаки лопасти для скорости горизонтального полета 80 км/ч. Видно, что вблизи внутренней нерабочей части лопасти, несмотря на то, что зона обратного обтекания напрямую не попадает на рабочую часть

лопасти, появляется зона неопределенных углов, в которой значения углов атаки значительно колеблются и подъемная сила не создается.

Интегрирование подъемной силы лопастей показало, что наступающая лопасть имеет большую тягу, однако снижение тяги отступающей лопастью более интенсивно (рис.3). Более «растянутое» по азимуту увеличение тяги наступающей лопасти не компенсирует амплитуду снижения отступающей, что приводит к периодическим колебаниям суммарной тяги лопастей изолированного НВ.

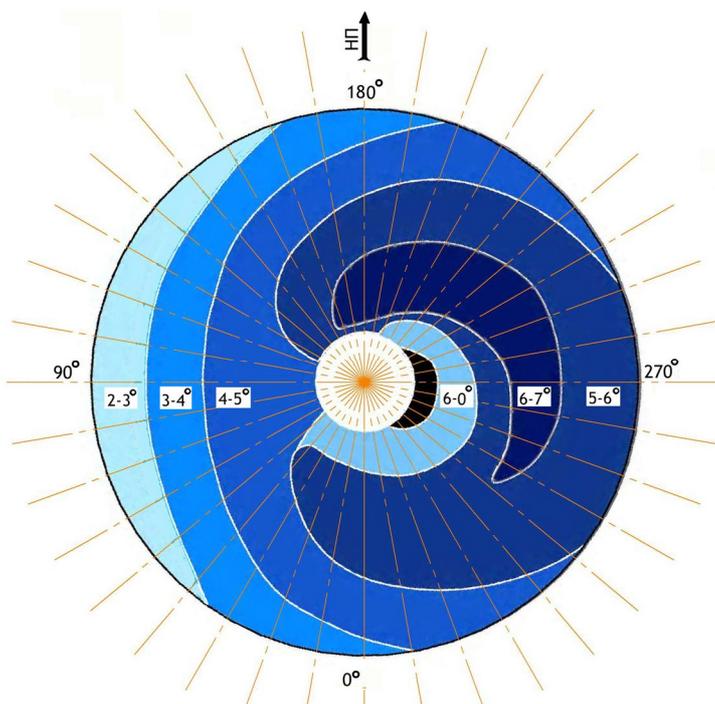


Рис.2. Распределение аэродинамических углов атаки по диску верхнего НВ СЛВ «Роторфлай» в горизонтальном полете на скорости пропульсивного движения 80 км/ч (черным отмечена зона с большими перепадами углов атаки)

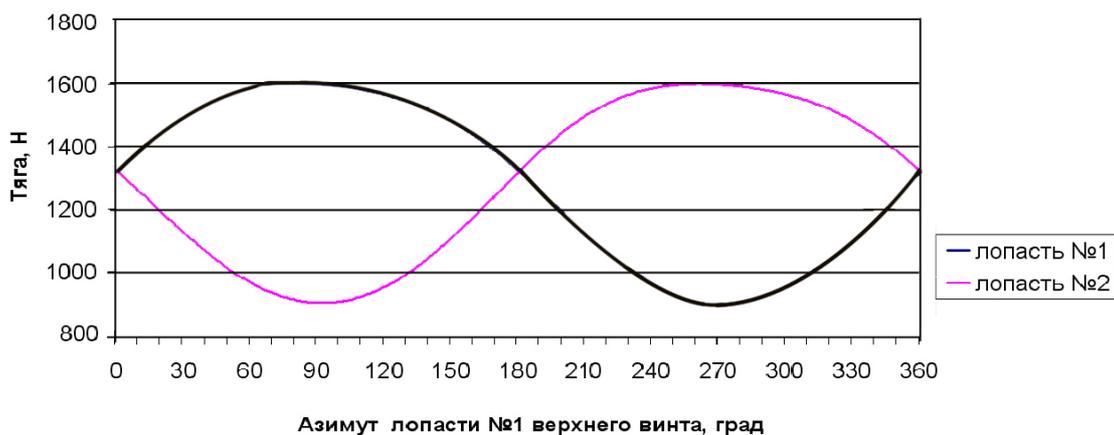


Рис.3. Тяга лопастей верхнего несущего винта, приведенная по времени к азимуту лопасти №1

Временная зависимость суммарной тяги верхнего и нижнего НВ вертолета «Роторфлай», приведенная к азимутам лопасти №1 верхнего НВ показывает, что интенсивность суммарной вибрации с увеличением скорости быстро растет, причем амплитуда этой вибрации равна второй гармонике.

Выбор оптимального угла встречи лопастей. Для выбора оптимального угла встречи лопастей НВ было разработано программное обеспечение, которое работало по следующему алгоритму.

Рассчитанный файл данных зависимости тяги верхнего винта от времени считывался программой, в которой создавался массив данных верхнего НВ. Далее образовывался массив данных нижнего винта, в котором значения верхнего винта переприсваивались массиву нижнего винта, при этом азимуты с шагом 1° присваивались в обратном порядке азимутов

$$T_n(\kappa) = T_b(360 - \kappa),$$

где T_n – значение тяги нижнего НВ в момент времени, соответствующий текущему значению азимута лопасти №1 верхнего НВ; T_b – значение тяги верхнего НВ в момент времени, соответствующий текущему значению азимута лопасти №1 верхнего НВ; κ – текущее значение азимута лопасти №1 верхнего НВ (от 1 до 360).

Суммирование массивов данных в идентичные моменты времени, соответствующие повороту лопасти №1 верхнего винта с шагом 1° на 1 оборот вала НВ, создает новый массив данных, который соответствует суммарному значению тяги винтов.

В суммарном массиве определяются минимальное и максимальное значения тяги в течение одного оборота винта и их разность ΔT . После чего происходит сдвигка текущего азимута нижнего винта на 1° и переприсвоение нового массива по всем азимутам от 1 до 360° :

$$T_n(\kappa) = T_n(\kappa + 1).$$

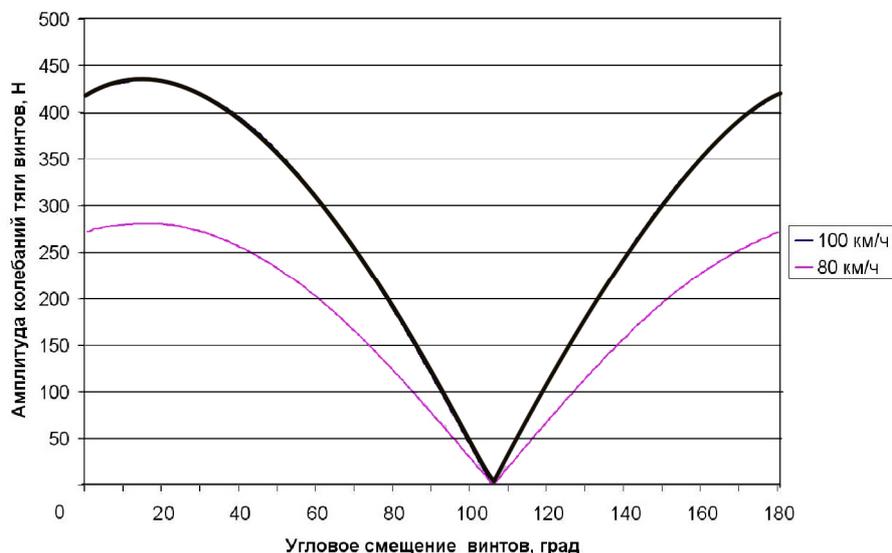


Рис.4. Зависимость интенсивности колебаний тяги винтов на второй гармонике от угла смещения лопастей

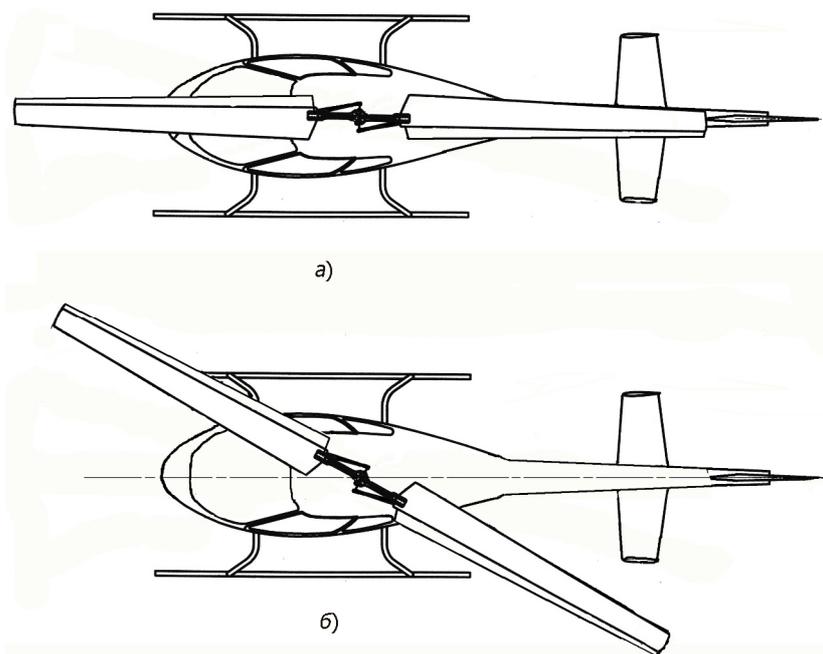


Рис.5. Вид сверху на СЛВ «Роторфлай» до (а) и после (б) изменения углов совмещения лопастей

Проводимое после этого повторное суммирование массивов тяг НВ и определение разности между минимумом и максимумом позволяет создать новый массив и файл, в котором записывается интенсивность колебаний в зависимости от угла сдвигки фаз верхнего и нижнего НВ (см. рис.4). Как показывает эта зависимость, оптимальное смещение начальной фазы, при котором вторая гармоника НВ будет взаимно уничтожаться верхним и нижним винтами, составляет 105° . Такое начальное смещение будет соответствовать азимуту совмещения лопастей $37,5^\circ$ (рис.5, б). Колебания тяги винта при таком смещении будут находиться в противофазе.

Выводы. Для уменьшения основной проходной гармоники на режимах горизонтального полета целесообразно переставить лопасти НВ СЛВ «Роторфлай» в положение, соответствующее повороту по направлению часовой стрелки на $37,5^\circ$. При этом ширина СЛВ увеличится с 1,47 до 3,65 м, что может быть неудобно с точки зрения хранения вертолета, однако может существенно повлиять на ресурс и эффективность вертолета, особенно при полете на высоких скоростях.

Библиографический список

1. Белоцерковский С.М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов / С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ. – М.: Машиностроение, 1992. – 160 с.
2. Гессоу А. Аэродинамика вертолета / А. Гессоу, Г. Мейерс. – М.: Оборонгиз, 1954. – 256 с.
3. Джонсон У. Теория вертолета. Т.1 / У. Джонсон. – М.: Мир, 1983. – 502 с.
4. Миль М.Л. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т.1. Аэродинамика / М.Л. Миль [и др.]. – М.: Машиностроение, 1966. – 450 с.
5. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамики вертолета / П.Р. Пейн. – М.: Оборонгиз, 1963. – 440 с.
6. Anikin V.A. Modeling of Coaxial Helicopter Flight Characteristics / V.A. Anikin, B.A. Vasiliev, V.N. Kvokov // 33 European Rotorcraft Forum. – Kazan, 2007. – С.78.1-78.12.

7. Bourtsev B.N. Helicopter Wake Form Visualization results and their Application to Coaxial Rotor Analysis at Hover / B.N. Bourtsev, V.I. Ryabov, S.V. Selemenev // 27 European Rotorcraft Forum. – M., 2001. – С.64.1-64.13.
8. Kang N. Prediction of the Flow Field of a Rotor in Ground Effect / N. Kang, M. Sun // J. of the American Helicopter Society. – 1997. – N2. – С.195-198.

Материал поступил в редакцию 18.04.2011.

References

1. Belocerkovskij S.M. Issledovanie na E`VM ae`rodynamiceskix i ae`rouprugix xarakteristik vintov vertolyotov / S.M. Belocerkovskij, B.E. Loktev, M.I. Nisht. – M.: Mashinostroenie, 1992. – 160 s. – In Russian.
2. Gessou A. Ae`rodynamic vertolyota / A. Gessou, G. Mejers. – M.: Oborongiz, 1954. – 256 s. – In Russian.
3. Dzhonson U. Teoriya vertolyota. T.1 / U. Dzhonson. – M.: Mir, 1983. – 502 s. – In Russian.
4. Mil` M.L. Vertolyoty`. Raschyot i proektirovanie. T.1. Ae`rodynamic / M.L. Mil` [i dr.]. – M.: Mashinostroenie, 1966. – 450 s. – In Russian.
5. Pejn P.R. Dinamika i ae`rodynamici vertolyota / P.R. Pejn. – M.: Oborongiz, 1963. – 440 s. – In Russian.
6. Anikin V.A. Modeling of Coaxial Helicopter Flight Characteristics / V.A. Anikin, B.A. Vasiliev, V.N. Kvokov // 33 European Rotorcraft Forum. – Kazan, 2007. – S.78.1-78.12.
7. Bourtsev B.N. Helicopter Wake Form Visualization results and their Application to Coaxial Rotor Analysis at Hover / B.N. Bourtsev, V.I. Ryabov, S.V. Selemenev // 27 European Rotorcraft Forum. – M., 2001. – S.64.1-64.13.
8. Kang N. Prediction of the Flow Field of a Rotor in Ground Effect / N. Kang, M. Sun // J. of the American Helicopter Society. – 1997. – N2. – S.195-198.

DETERMINATION OF OPTIMAL AZIMUTH FOR MOUNTING ULTRALIGHT COAXIAL HELICOPTER BLADES

V.V. DUDNIK, V.A. KOLOT

(Don State Technical University)

The possibility of reducing vibration of the ultralight coaxial helicopter blades on the through harmonic wave by mounting blades on the optimal azimuth is shown. The methods of the aerodynamic calculation of rotors and the calculation results for the horizontal flight of "Rotorfly" helicopter are offered. The optimal azimuth of blades intersection is defined as 37.5 degrees angle along the direction of the upper rotor rotation.

Keywords: coaxial helicopter, blade, helicopter rotor.