

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-6-43-53

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ НА КПД НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ НА БАЗЕ НЕЛИНЕЙНОЙ ЛОПАСТНОЙ ВИХРЕВОЙ МОДЕЛИ

Ю.М. ИГНАТКИН¹, П.В. МАКЕЕВ¹, А.И. ШОМОВ¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Эффективность работы несущего винта (НВ) вертолета на режиме висения очень важна, поскольку этот режим в значительной степени определяет летно-технические характеристики вертолета. Особенностью аэродинамики НВ является значительное индуктивное влияние друг на друга его лопастей, в существенной мере определяющее его аэродинамические характеристики на большинстве режимов. В статье рассмотрены вопросы влияния величины крутки лопасти и пространственной геометрической компоновки НВ на его аэродинамические характеристики на режиме висения для фиксированных значений заполнения. В качестве критерия эффективности работы винта на висении используется относительный коэффициент полезного действия (КПД). Результаты получены методом численного моделирования на основе нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «проектирование вертолетов» МАИ. Модель позволяет учесть сложную пространственную форму свободного вихревого следа, отходящего от лопастей и определяющего их взаимовлияние. На примере четырехлопастного НВ с прямоугольными в плане лопастями проведено исследование влияния величины крутки лопастей на относительный КПД на режиме висения. Для различных значений тяги винта определены значения и диапазоны углов крутки лопасти, обеспечивающие максимальный положительный эффект прироста КПД на висении. Для фиксированного значения крутки прямоугольной в плане лопасти, величины заполнения НВ и одинаковых условий работы проведено исследование влияния различных схем и компоновок НВ на его КПД на висении. Рассмотрены одиночные НВ с различным количеством лопастей (от 2 до 6), Х-образный НВ, соосные НВ, НВ с перекрещивающимися лопастями типа «синхроптер». Получены значения прироста КПД на висении в зависимости от компоновки НВ по сравнению с базовым двухлопастным винтом. Представлен сравнительный анализ эпюр индуктивных скоростей и характера обтекания НВ схемы «синхроптер», НВ соосной схемы и эквивалентного соосному НВ одиночного НВ. Полученные результаты могут быть полезны на этапе предварительного проектирования вертикально взлетающих летательных аппаратов при выборе параметров их несущей системы.

Ключевые слова: вертолет, несущий винт, режим висения, нелинейная вихревая модель, крутка лопасти, число лопастей, соосный винт, винт «синхроптер», Х-образный винт, КПД винта.

ВВЕДЕНИЕ

Пространственная геометрическая компоновка несущего винта вертолета, заключающаяся во взаимном расположении в пространстве различного количества лопастей винта, в значительной мере определяет его аэродинамические характеристики, поскольку на большинстве режимов работы винта его лопасти оказывают друг на друга значительное индуктивное влияние. При аэродинамическом проектировании несущей системы вертолета вопрос влияния компоновки винта на его аэродинамические характеристики представляет большой интерес. В частности, важнейшее значение имеет величина относительного КПД винта η_0 , определяющая в значительной степени взлетно-посадочные характеристики вертолета.

Рассмотрим наиболее распространенные варианты компоновок несущей системы вертолета: одиночный винт с различным количеством лопастей, соосный винт с различным количеством лопастей, винт с перекрещивающимися лопастями вертолета схемы «синхроптер», а так-

же получившую распространение для рулевых винтов вертолета компоновку Х-образного винта [2].

Приведенные в работе материалы дополняют информацию по данной тематике, имеющуюся в настоящее время, полученную на основании расчетов, выполненных по приближенным расчетным моделям, а также полученную из экспериментов [3–12].

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Представленные результаты получены на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «проектирование вертолетов» МАИ [1].

Рассмотрим некоторые результаты, подтверждающие достоверность применяемой модели при расчете аэродинамических характеристик винтов с различной геометрической компоновкой на режимах висения.

На рис. 1 приведены результаты расчетов модельного одиночного винта, испытанного в ЦАГИ [11]. Винт имел различное количество лопастей $k_L = 2, 3, 6$ при фиксированном заполнении $\sigma = 0,113$, крутке лопасти $\Delta\varphi_\Sigma = 7,7^\circ$ и окружной скорости вращения $\omega R = 118$ м/с. Результаты расчетов удовлетворительно совпадают с экспериментальными данными, а также с расчетами Е.С. Вожаева [11]. На рис. 2 представлены результаты расчетов модельных соосного и эквивалентного ему одиночного винтов, испытанных в ЦАГИ [12]. Оба винта имели по 6 лопастей при фиксированном заполнении $\sigma = 0,15$, крутке лопасти $\Delta\varphi_\Sigma = 6^\circ$ и окружной скорости вращения $\omega R = 53$ м/с. Результаты расчетов удовлетворительно совпадают с экспериментальными данными [12]. На рис. 3 приведены результаты расчетов модельных соосных винтов, испытанных в ЦАГИ [12]. Винты имели по 6 лопастей при фиксированном заполнении $\sigma = 0,15$. Величины крутки трех винтов составляли, соответственно, $\Delta\varphi_\Sigma = 0; 5,3; 14^\circ$. Окружная скорость вращения лопастей винтов составляла $\omega R = 66$ м/с. Результаты расчетов удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными [12].

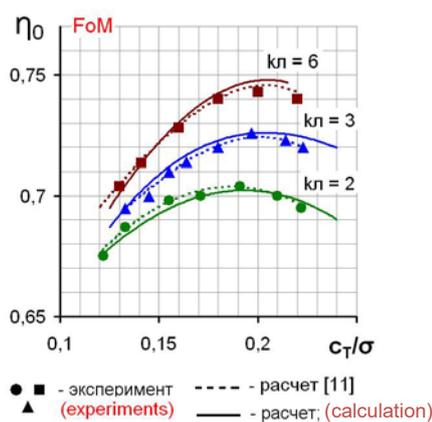


Рис. 1. Расчетные и экспериментальные зависимости КПД на висении для винтов с различным количеством лопастей при $\sigma = \text{const}$

Fig. 1. Calculated and experimental dependences of the efficiency in hover (FoM) for the rotors with different number of blades with $\sigma = \text{const}$

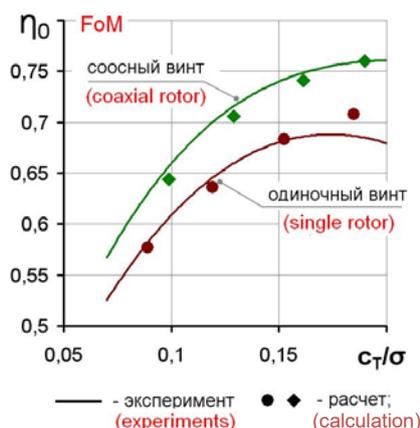


Рис. 2. Расчетные и экспериментальные зависимости КПД на висении для соосного и одиночного винтов при $\sigma = \text{const}$

Fig. 2. Calculated and experimental dependences of the efficiency in hover (FoM) for coaxial and single rotors with $\sigma = \text{const}$

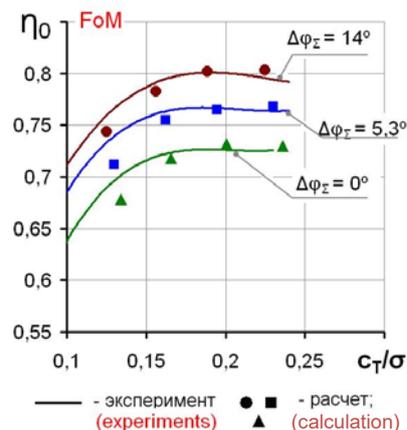


Рис. 3. Расчетные и экспериментальные зависимости КПД на висении для соосных винтов с различной круткой лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ при $\sigma = \text{const}$

Fig. 3. Calculated and experimental dependences of the efficiency in hover (FoM) for coaxial rotors with different twist of the blades $\Delta\varphi_\Sigma$ with $\sigma = \text{const}$

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В исследовании были приняты следующие базовые параметры винтов: лопасти прямоугольной формы в плане, линейный закон крутки, радиус винта $R = 10$ м, коэффициент заполнения $\sigma = 0,08$. Профиль лопасти NASA 230-12 по всей длине. Окружная скорость вращения лопастей винта $\omega R = 220$ м/с. Лопасти винта в расчетах принимались абсолютно жесткими и не совершали махового движения относительно горизонтальных шарниров. Винты соосной схемы в расчетах балансировались по крутящему моменту при помощи дифференциального шага.

Рассмотренные варианты компоновки винта схематично представлены на рис. 4. Влияние фюзеляжа на аэродинамические характеристики вертолета не учитывалось.

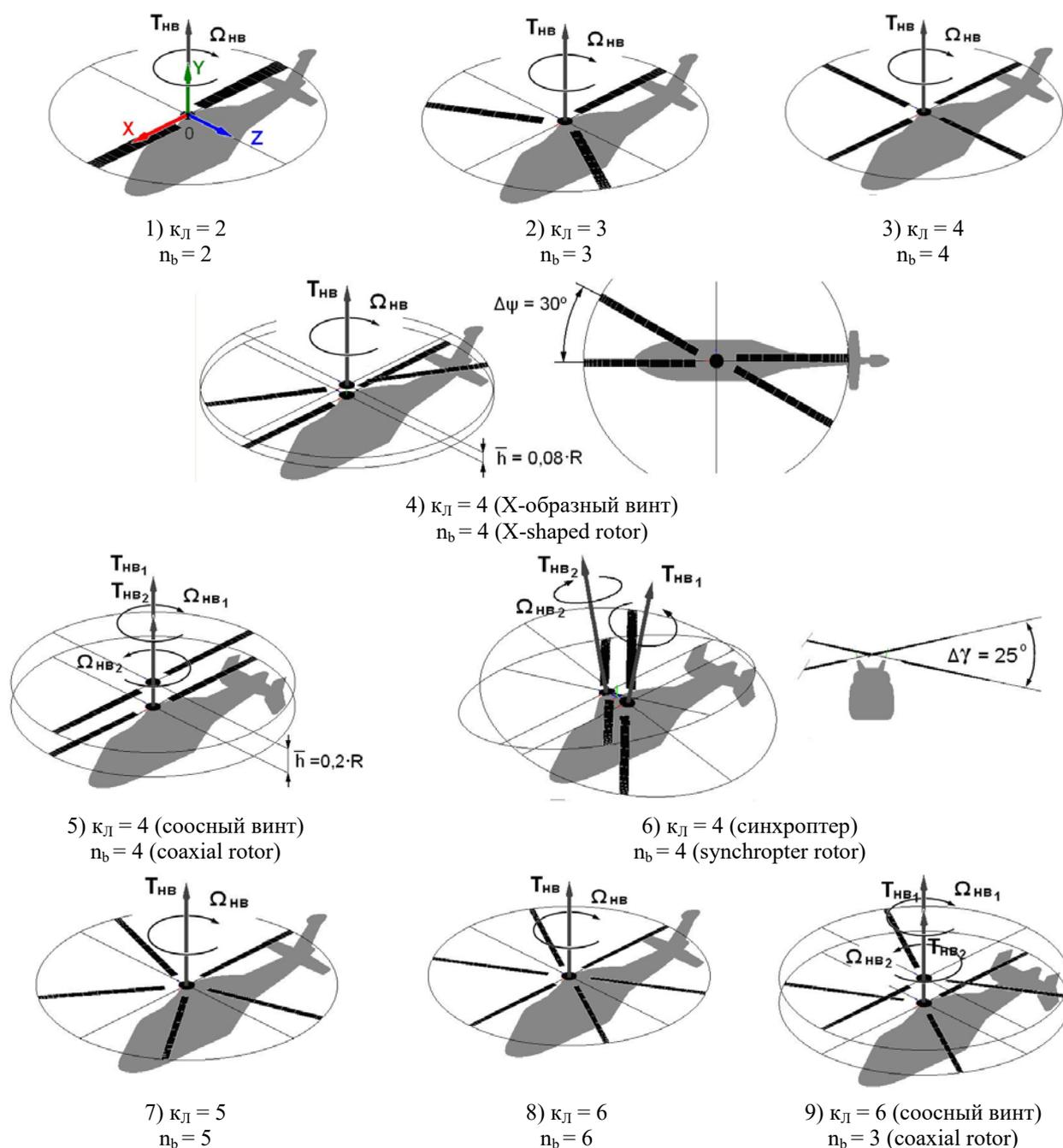


Рис. 4. Типы геометрической компоновки винта, использованные для расчетов (K_L – количество лопастей)
Fig. 4. Types of the rotor geometry used for calculations (n_b – the number of blades)

Применение нелинейной вихревой модели позволило, в отличие от линейных моделей, построить сложную пространственную форму вихревого следа за винтом, определяющую аэродинамическую интерференцию лопастей.

Для примера форма нелинейного вихревого следа за винтом для нескольких характерных компоновок винта приведена на рис. 5, где показаны концевые вихри, отходящие от концов каждой из лопастей.

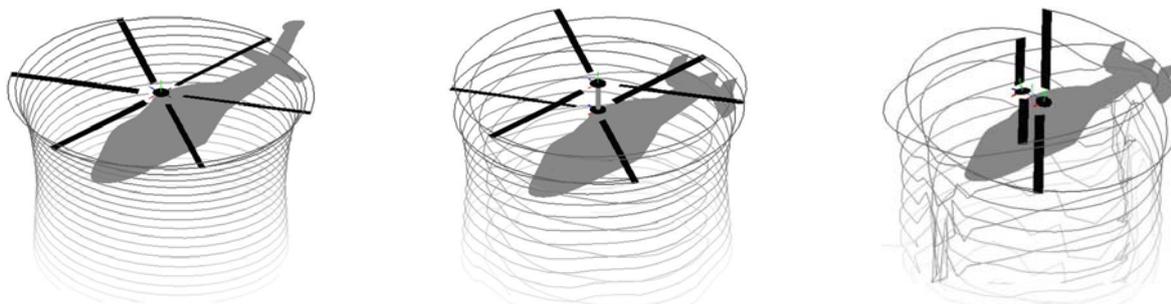


Рис. 5. Примеры расчета формы нелинейного вихревого следа для одиночного шестилопастного ($k_L = 6$), соосного ($k_L = 6$) винта и винта синхроптера ($k_L = 4$), полученные при $c_T/\sigma \approx 0,15$

Fig. 5. Calculation examples of the nonlinear vortex path for the single rotor ($n_b = 6$), coaxial rotor ($n_b = 6$) and synchropter rotor ($n_b = 4$) obtained with $c_T/\sigma \approx 0.15$

РАСЧЕТ ВЛИЯНИЯ ВЕЛИЧИНЫ КРУТКИ ЛОПАСТЕЙ НА ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ КПД НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

На рис. 6 представлены результаты расчетов для 4-лопастного винта ($k_L = 4$) с лопастями, имеющими различные значения суммарной величины линейной крутки $\Delta\varphi_\Sigma$ в диапазоне $\Delta\varphi_\Sigma = 0 \dots 26^\circ$ с шагом 2° . Результаты приведены в виде графика зависимости КПД от величины c_T/σ , где c_T – коэффициент тяги винта. Из приведенных графиков видно, что увеличение крутки дает значительный эффект прироста КПД винта, однако при больших значениях крутки ее эффективность падает. При $c_T/\sigma < 0,15$ значительное увеличение крутки дает отрицательный эффект падения КПД винта.

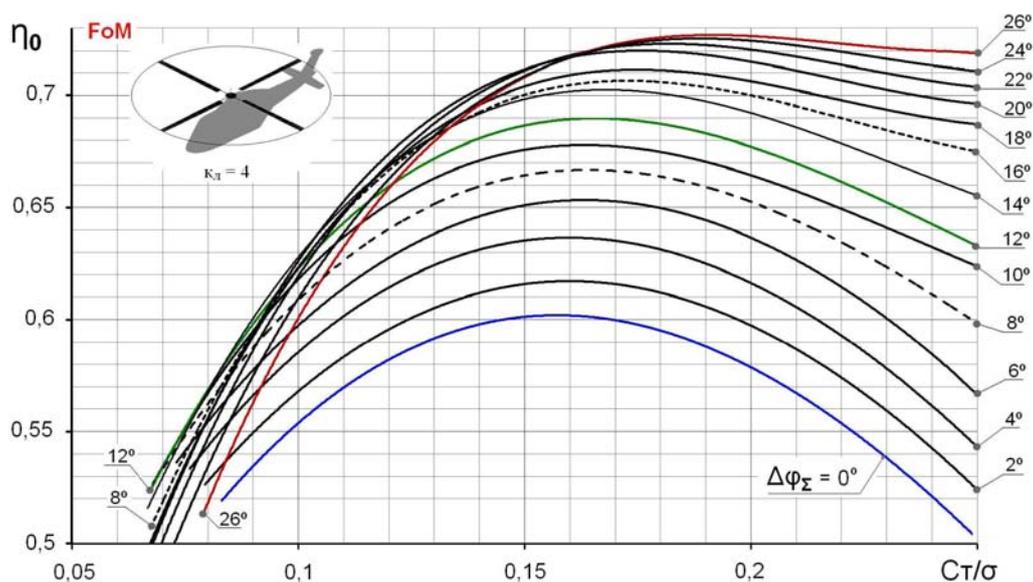


Рис. 6. Зависимости КПД НВ на висении $\eta_0 = f(c_T/\sigma)$ для круток лопасти $\Delta\varphi_\Sigma = 0 \dots 26^\circ$
Fig. 6. Dependences of the rotor efficiency in hover (FoM) for blade twist $\Delta\varphi_\Sigma = 0 \dots 26^\circ$

На рис. 7 данные с рис. 6 перестроены в более удобном для анализа виде. Здесь представлен прирост КПД в процентах относительно незакрученной лопасти для четырех фиксированных значений $c_T/\sigma = 0,1; 0,15; 0,2; 0,25$.

На рис. 8 приведены результаты анализа воздействия крутки лопасти на КПД винта (для $c_T/\sigma = 0,15$) на величину потребной для вращения винта мощности, определяемой величиной крутящего момента M_k . Крутящий момент, в свою очередь, зависит от величины и точки (радиуса) приложения окружной силы сопротивления Q лопасти винта. На рис. 8 для трех значений крутки $\Delta\varphi_\Sigma = 0; 12; 24^\circ$ приведены графики погонной по длине лопасти окружной силы сопротивления dQ/dr , отмечены радиусы приложения суммарной силы Q , а также ее относительная величина. Видно, что с ростом значения крутки лопасти $\Delta\varphi_\Sigma$ эпюра погонной силы dQ/dr меняет характер таким образом, что точка приложения суммарной силы Q смещается к комлю лопасти. Сама величина суммарной силы при этом также падает при $\Delta\varphi_\Sigma = 12^\circ$ на 12 %, а при $\Delta\varphi_\Sigma = 24^\circ$ на 17 % относительно незакрученной лопасти. При неизменной величине тяги это приводит к существенному росту КПД винта при увеличении крутки лопасти на режиме висения, что отражено на диаграммах на рис. 6, 7.

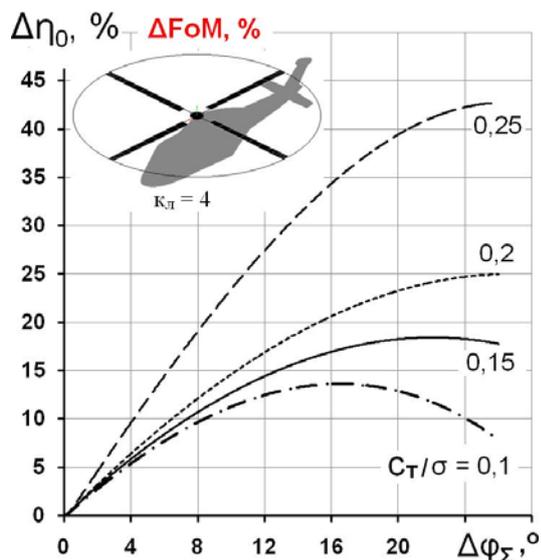


Рис. 7. Зависимости прироста КПД в процентах для величин крутки лопасти $\Delta\varphi_\Sigma = 0 \dots 26^\circ$
Fig. 7. Percentage dependences of the increase in efficiency (FoM) for the blade twist values $\Delta\varphi_\Sigma = 0 \dots 26^\circ$

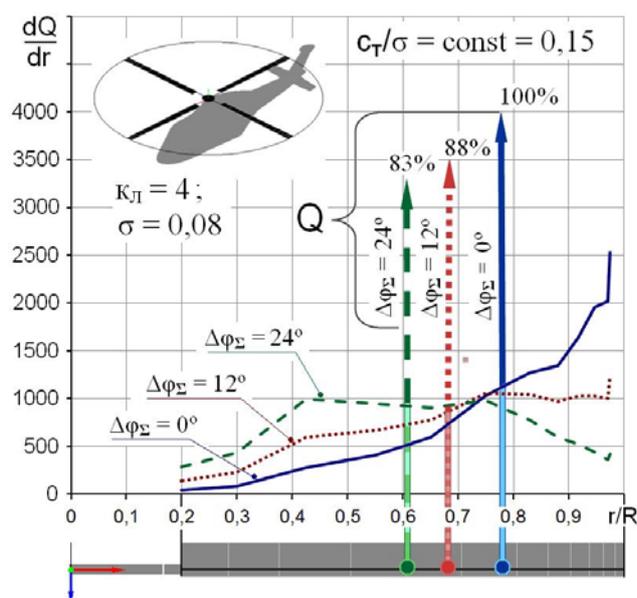


Рис. 8. Эпюры окружной силы сопротивления по радиусу лопасти $dQ/dr = f(r/R)$ и положения центра приложения суммарной силы Q на лопасти для значений крутки $\Delta\varphi_\Sigma = 0, 12, 24^\circ$ для $c_T/\sigma = 0,15$
Fig. 8. Diagrams of the encyclical resistance force along the blade radius $dQ/dr = f(r/R)$ and the position of the application center of the total force drag Q on the blade for the twist values $\Delta\varphi_\Sigma = 0, 12, 24^\circ$ for $c_T/\sigma = 0.15$

Необходимо отметить, что такое в значительной степени положительное влияние крутки на аэродинамические характеристики винта проявляется преимущественно на режиме висения. С ростом скорости полета большие значения крутки лопасти приводят к возникновению и нарастанию ряда негативных факторов, в том числе к росту переменных напряжений в силовых элементах лопастей [13]. Поэтому на существующих вертолетах крутка лопастей винтов обычно находится в пределах $\Delta\varphi_\Sigma = 5 \dots 9^\circ$ и лишь в редких случаях достигает величин $\Delta\varphi_\Sigma = 12 \dots 16^\circ$. Тем не менее большие значения крутки лопастей могут успешно применяться на сравнительно тихоходных специализированных вертолетах-кранах. Также несущие-тянущие винты с большими значениями крутки используются на конвертопланах.

РАСЧЕТ ВЛИЯНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА НА ОТНОСИТЕЛЬНЫЙ КПД НА РЕЖИМЕ ВИСЕНИЯ

На рис. 9 представлены зависимости $\eta_0 = f(c_T/\sigma)$ на режиме висения для различных пространственных геометрических компоновок (см. рис. 4). Здесь для всех рассмотренных вариантов компоновки величина крутки лопастей принята равной $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$, что близко к крутке, применяемой на большинстве существующих вертолетов. В диапазоне $c_T/\sigma = 0,1 \dots 0,2$ на графиках, представленных на рис. 9, наблюдается существенное расслоение кривых относительного КПД. Видно, что увеличение количества лопастей, а также применение соосной схемы или схемы типа «синхроптер» приводят к существенному росту КПД винта. Так, максимальная разница между 2-лопастным винтом и соосным винтом, имеющим 6 лопастей, достигает 14 % (рис. 9).

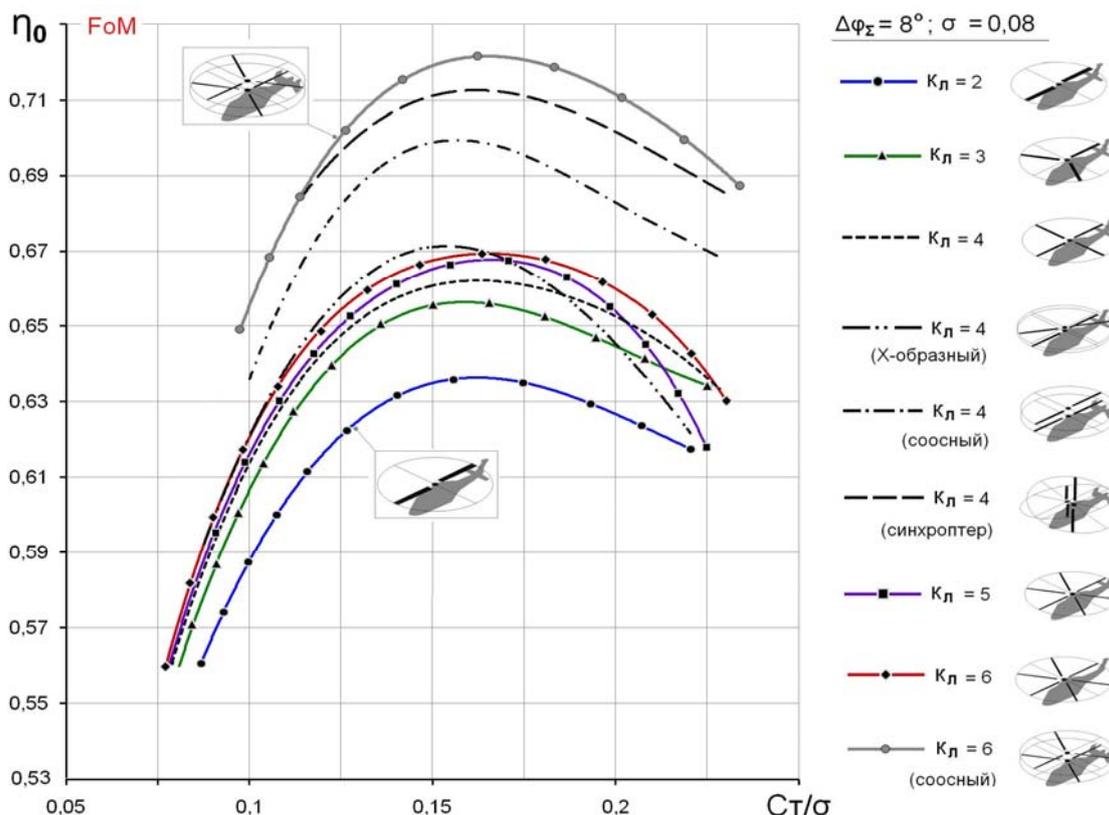


Рис. 9. Зависимости КПД винта на висении для различных вариантов геометрической компоновки винтов (см. рис. 4) при одинаковом заполнении винта, крутка лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$

Fig. 9. Dependences of the rotor efficiency in hover (FoM) for various options of the rotor geometry (see Fig. 4) at identical rotor blade solidity and the blades twist $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$

На рис. 10 зависимости, представленные на рис. 9, перестроены в виде диаграммы более удобной для анализа. Здесь кривые с рис. 9 рассечены по трем значениям $c_T/\sigma = 0,1; 0,15; 0,2$. Величина КПД переведена в проценты и показана в виде прироста КПД для рассмотренных схем по сравнению с базовым 2-лопастным винтом. Последовательное увеличение количества лопастей с $k_L = 2$ до $k_L = 6$ вначале дает резкое увеличение КПД. При переходе от двух к трем лопастям КПД возрастает сразу приблизительно на 3 %. В дальнейшем прирост КПД существенно замедляется, так, переход с $k_L = 3$ до $k_L = 6$ дает совокупно еще лишь приблизительно 2,5 % прироста КПД. Наибольший КПД среди рассмотренных схем (рис. 4) при прочих равных условиях имеют соосные винты и винты схемы «синхроптер» (рис. 10).

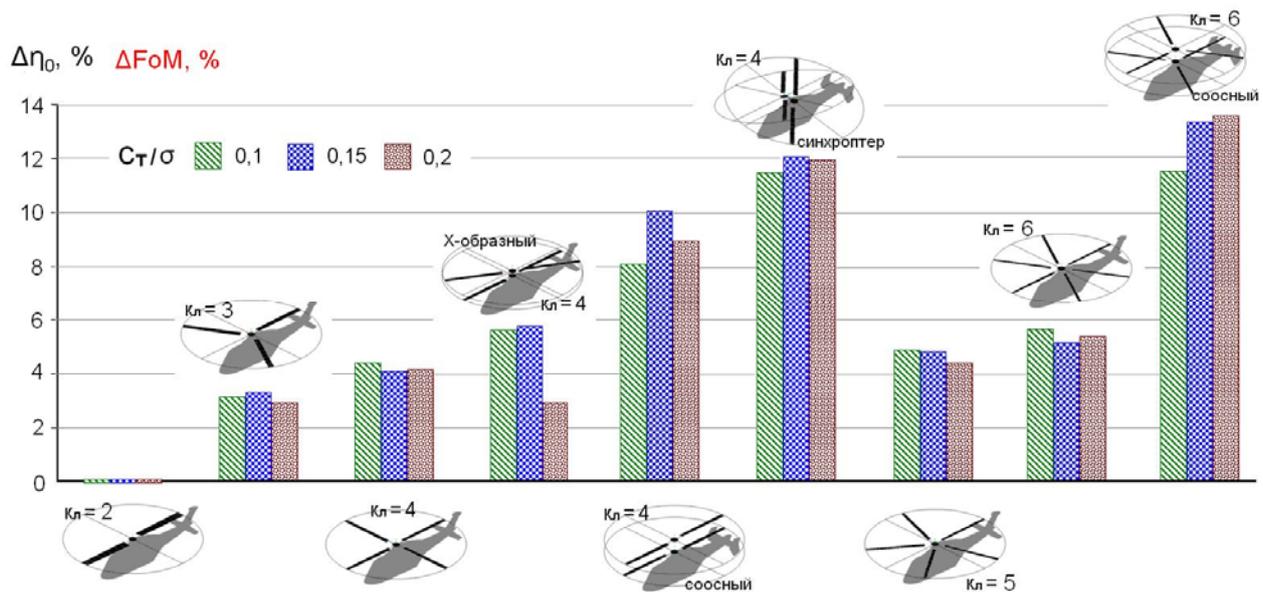


Рис. 10. Зависимости величины прироста КПД, выраженного в процентах, для различных компоновок винта, заполнение винта $\sigma = 0,08$, крутка лопастей $\Delta\varphi_{\Sigma} = 8^{\circ}$, значения $c_T/\sigma = 0,1; 0,15; 0,25$
Fig. 10. Dependences of the increase in rotor efficiency (FoM), expressed as a percentage for different rotor geometry for rotor blade solidity $\sigma = 0.08$, blade twist $\Delta\varphi_{\Sigma} = 8^{\circ}$ and the values of $c_T/\sigma = 0.1; 0.15; 0.25$

Одной из причин повышенного КПД у соосного винта являются меньшие потери на закрутку струи за винтом. Для иллюстрации этого обстоятельства на рис. 11, а в сравнении представлены эпюры окружной скорости закрутки струи u в струе за винтом на удалении $0,5R$ для эквивалентного одиночного и соосного винтов, имеющих по 6 лопастей (рис. 4.8 и 4.9). Из-за различного направления вращения соосных винтов закрутка в струе уравнивается, что следует из представленной на рис. 11, а эпюры. В результате у соосного винта потери на закрутку струи, в сравнении с одиночным винтом, практически отсутствуют. Эпюры вертикальной составляющей индуктивной скорости v в струе на удалении $0,5R$ при этом для обоих винтов практически совпадают (рис. 11, б).

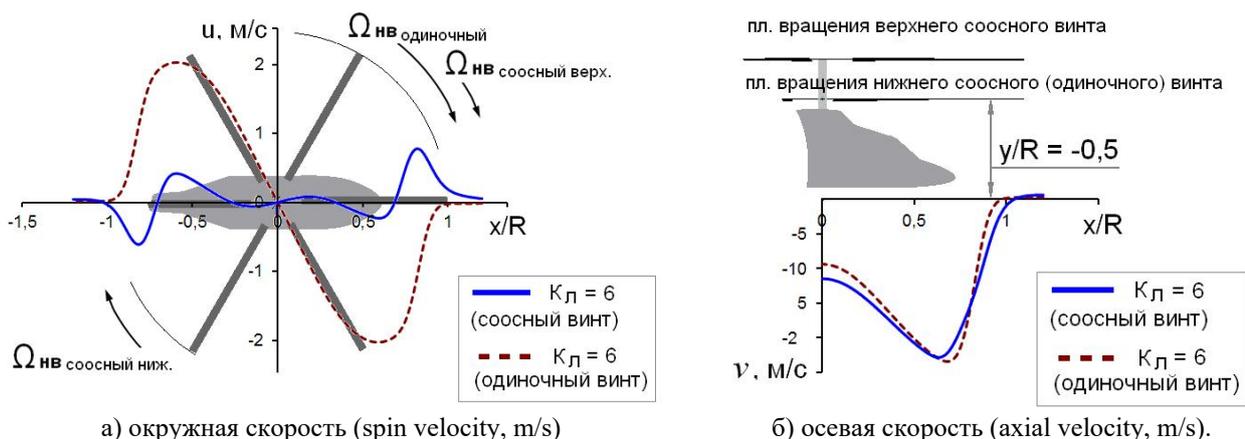


Рис. 11. Эпюры скорости закрутки (а) струи $u = f(x/R)$ и осевой (б) $v = f(x/R)$ составляющей скорости для одиночного и соосного шестилопастных винтов, построенные в струе под винтом на режиме висения на расстоянии $y/R = -0,5$ от плоскости вращения НВ ($\sigma = 0,08, \Delta\varphi_{\Sigma} = 8^{\circ}, c_T/\sigma = 0,15$)

Fig. 11. The velocity diagrams of the twist stream $v = f(x/R)$ and axial components of the inductive velocity $u = f(x/R)$ for single and coaxial six-blade rotors constructed in a stream under the rotor in hover at a distance $y/R = -0.5$ from the plane of the rotor ($\sigma = 0.08, \Delta\varphi_{\Sigma} = 8^{\circ}, c_T/\sigma = 0.15$)

На рис. 12 приведены картины линий тока в струе в окрестности винта, построенные в плоскости, перпендикулярной плоскости вращения и проходящей через ось винта, для трех вариантов компоновки: одиночный винт $k_L = 6$ (рис. 12, а), соосный винт $k_L = 6$ (рис. 12, з) и «синхроптер» $k_L = 4$ (рис. 12, б). Представленные картины линий тока иллюстрируют важную особенность соосного винта и винта «синхроптера», заключающуюся в наличии зон, через которые дополнительно подсасывается воздух (зоны «А» и «Б» на рис. 12, б и 12, з соответственно). Таким образом, соосный винт и винт «синхроптер» имеют фактически большую площадь за счет чего их КПД оказывается выше.

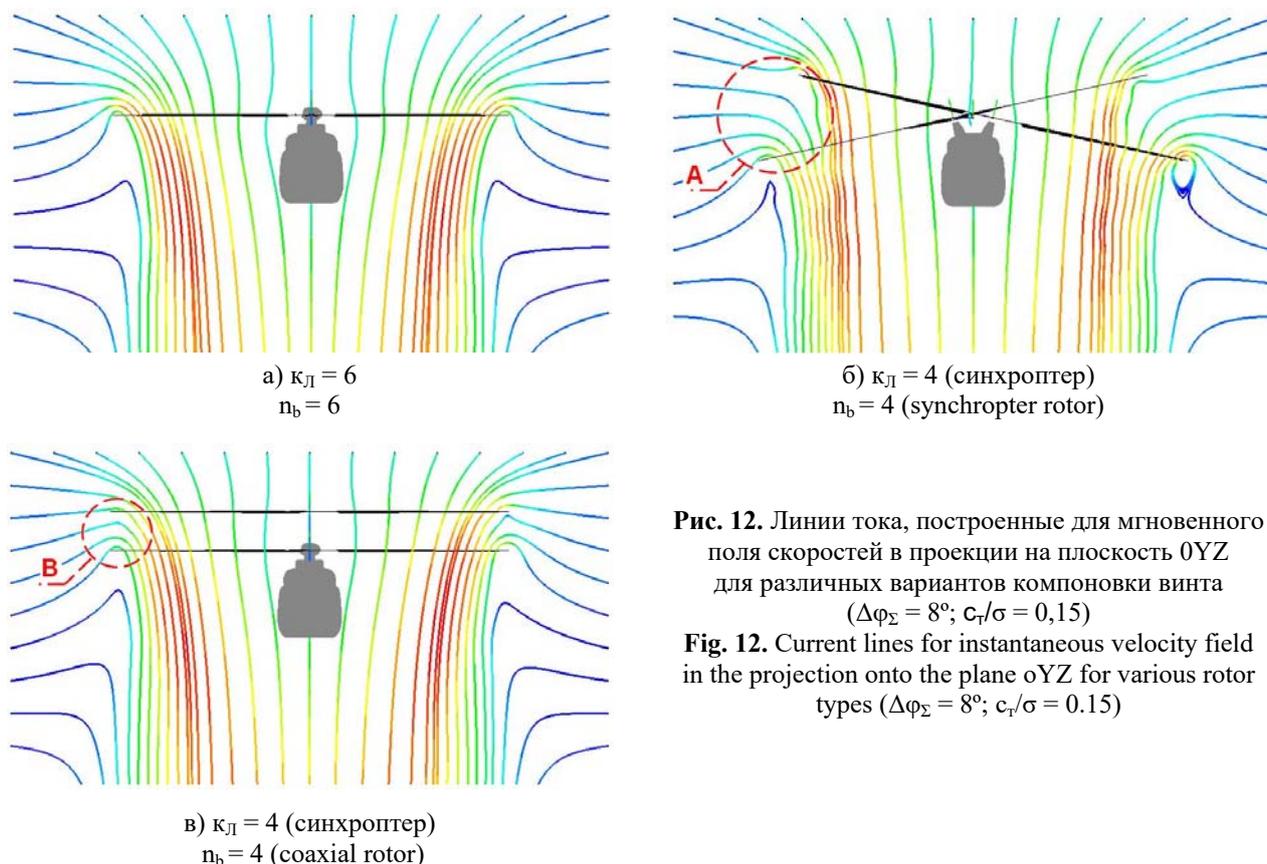


Рис. 12. Линии тока, построенные для мгновенного поля скоростей в проекции на плоскость oYZ для различных вариантов компоновки винта ($\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$; $c_T/\sigma = 0,15$)

Fig. 12. Current lines for instantaneous velocity field in the projection onto the plane oYZ for various rotor types ($\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$; $c_T/\sigma = 0.15$)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных параметрических расчетных исследований получены новые данные по влиянию различных вариантов пространственной геометрической компоновки несущих винтов вертолетов на эффективность их работы на режиме висения (относительный КПД винта).

Применение для расчетов нелинейной лопастной вихревой модели позволило учесть особенности структуры вихревого следа, образующегося за лопастями винта, в большой степени определяющей аэродинамическую интерференцию лопастей и аэродинамические характеристики винта в целом.

Выполненные на примере 4-лопастного несущего винта расчеты влияния параметра крутки лопастей $\Delta\varphi_\Sigma$ на аэродинамические характеристики винта на режиме висения показали, что в рабочем диапазоне нагрузок на винт $c_T/\sigma = 0,1 \dots 0,25$ увеличение крутки в целом приводит к существенному росту КПД винта на режиме висения.

Для ряда значений нагрузки на винт $c_T/\sigma = 0,1; 0,15; 0,2; 0,25$ выявлен диапазон значений крутки $\Delta\varphi_\Sigma$, обеспечивающей максимальный градиент прироста КПД винта, а также предельные величины крутки, после которых рост крутки лопастей ведет к снижению КПД винта.

Показано, что при малых значениях $c_T/\sigma = 0,1$ и $c_T/\sigma = 0,15$ максимальные эффективные значения крутки для рассмотренного случая составляют соответственно $\Delta\varphi_\Sigma \approx 14^\circ$ и $\Delta\varphi_\Sigma \approx 18^\circ$. С ростом нагрузки на винт до $c_T/\sigma = 0,2...0,25$ максимальные эффективные значения крутки возрастают.

На конкретном примере показан (с учетом допущений, принятых в модели) механизм влияния увеличения крутки лопасти на прирост КПД винта, заключающийся в перераспределении погонных аэродинамических нагрузок вдоль лопасти и смещении центра приложения силы сопротивления лопасти к ее комлевой части, ведущем к снижению мощности, потребной на вращение винта при фиксированной величине тяги.

Полученные результаты по влиянию крутки лопастей на относительный КПД на режиме висения должны дополняться исследованием влияния крутки и полной аэродинамической компоновки лопасти, включающей набор профилей по ее длине, а также геометрию законцовки, на аэродинамические характеристики винтов на крейсерских режимах полета с горизонтальной скоростью и режимах авторотации НВ. Кроме того, следует учитывать то обстоятельство, что с увеличением крутки происходит увеличение переменных напряжений в силовых элементах лопастей в горизонтальном полете.

Проведенные для одинаковых условий (одинаковое заполнение винтов, режимы работы, значение крутки лопастей и т. д.) расчеты различных геометрических компоновок винтов (одиночный винт, соосный винт, винт типа «синхроптер» и Х-образный винт) позволили оценить и сравнить их между собой с точки зрения достигаемых максимальных величин относительного КПД на режиме висения. Принятая при этом крутка лопастей $\Delta\varphi_\Sigma = 8^\circ$ соответствует применяемой на большинстве современных вертолетов.

Проанализировано влияние увеличения числа лопастей винта (при постоянном заполнении) на его КПД на висении. Показано, что максимальный прирост КПД происходит при переходе от двух лопастей к трем ($\approx 3\%$), тогда как при переходе от трех к четырем лопастям прирост составляет уже лишь $\approx 1\%$, и далее его прирост замедляется.

Проведен анализ эпюр индуктивных скоростей и характера обтекания винтов соосной схемы и схемы типа «синхроптер», наглядно показывающий причины их положительного влияния на КПД по сравнению с обычным одиночным винтом с тем же количеством лопастей.

Полученные в работе результаты могут быть полезны на этапе предварительного проектирования вертикально взлетающих летательных аппаратов при выборе параметров их несущей системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Игнаткин Ю.М.** Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета / П.В. Макеев, Б.С. Гревцов, А.И. Шомов // Вестник МАИ. 2009. Т. 16, № 5. С. 24–31.
2. **Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Аэродинамические схемы винтокрылых летательных аппаратов. М.: МАИ, 2018. 88 с.
3. **Шайдаков В.И., Маслов А.Д.** Аэродинамическое проектирование лопастей воздушных винтов. М.: МАИ, 1995. 68 с.
4. **Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М., Маслов А.Д.** Аэродинамические характеристики несущих винтов двухвинтовых вертолетов. Аэродинамическое проектирование лопастей воздушных винтов. М.: МАИ, 1983. 39 с.
5. **Johnson W.** Rotorcraft aeromechanics, Cambridge University Press, 2013. 927 p.
6. **Johnson W.** Helicopter theory. Courier Dover Publications, 1994. 1120 p.
7. **Leishman J.G.** Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press, 2000. 864 p.

8. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Оборонгиз, 1956. 560 с.
9. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного винта. М.: Полигон-пресс, 2004. 820 с.
10. Миль М.Л. Вертолеты. Расчет и проектирование. Т. 1. Аэродинамика / А.В. Некрасов, А.С. Браверман, Л.Н. Гродко, М.А. Лейканд. М.: Машиностроение, 1966.
11. Вождаев Е.С. Аэродинамический расчет воздушного винта на основе точных аналитических решений в задаче о нестационарном поле скоростей винтовых вихрей // Труды ЦАГИ. 2002. Вып. 2659. 23 с.
12. Бурцев Б.Н. Феномен высокого полезного действия соосных несущих винтов на режиме висения / И.М. Вайнштейн, В.Н. Квоков, Э.А. Петросян // Труды 3-го форума Российского вертолетного общества. Москва. 1998. С. 103–121.
13. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. М.: Машиностроение, 1984. 280 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Игнаткин Юрий Михайлович, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой проектирования вертолетов МАИ, k102@mail.ru.

Макеев Павел Вячеславович, кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования вертолетов МАИ, vaultcity13@gmail.com.

Шомов Александр Иванович, кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования вертолетов МАИ, shomov_aleksandr@mail.ru.

CALCULATED RESEARCH OF INFLUENCE OF HELICOPTER MAIN ROTORS GEOMETRY ON THE EFFICIENCY IN HOVER MODE BASED ON THE NONLINEAR VORTEX MODEL

Yurii M. Ignatkin¹, Pavel V. Makeev¹, Alexander I. Shomov¹
¹*Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

ABSTRACT

The efficiency of the helicopter main rotor in the hover mode is very important, because this mode essentially determines the performance characteristics of the helicopter. A feature of the helicopter rotor aerodynamics is a significant inductive blade influence that highly defines its aerodynamic characteristics. The problem of the influence of the blade twist and spatial geometric layout of the main rotor on its aerodynamic characteristics in the hover mode for a fixed value of the rotor solidity has been considered in this article. As a criterion of efficiency of the rotor in the hover mode relative efficiency (FoM – Figure of Merit) is used. The results are obtained by numerical simulation based on the nonlinear vortex blade model of the rotor, developed at the Helicopter Design Chair of the MAI. The model allows taking into account a complicated spatial shape of the free vortex path of the rotor blades that determines their inductive interaction. As the example of a four-blade main rotor with rectangular blades in plan, the influence of the value of the blades twist on the efficiency in the hover mode is studied. For different values of the rotor thrust, the values and ranges of the blade twist angles are determined, providing the maximum positive effect of the efficiency increase in hovering. For a fixed value of the blade twist, the rotor solidity, and the same operating conditions, the effect of various schemes and configurations of rotor on its efficiency in hover mode is studied. A single rotor with a different number of blades (from 2 to 6), an X-shaped rotor, coaxial rotor and rotor with crossed blades type "synchropter" are considered. The values of the efficiency increase in hovering depending on the rotor layout in comparison with the two-blade rotor are obtained. The comparative analysis of inductive velocities and streamlines for the "synchropter" rotor scheme, coaxial rotor scheme and its equivalent single rotor scheme is presented. The obtained results can be useful at the stage of preliminary design of vertically taking-off aircraft when selecting the parameters of their main rotor system.

Key words: helicopter, main rotor, hover mode, nonlinear vortex model, blade twist, number of blades, coaxial rotor, synchropter rotor, X-shaped rotor, efficiency coefficient.

REFERENCES

1. **Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Shomov, A.I. and Grevcov, B.S.** (2009). *Nelineynaya lopastnaya vikhrevaya teoriya vinta i ee prilozheniya dlya rashcheta aerodinamicheskikh kharakteristik nesushchikh i rulevykh vintov vertoleta* [Nonlinear blade vortex theory of rotor and its application for calculation of aerodynamic characteristics of helicopter rotor]. Vestnik MAI, vol. 16, no. 5, pp. 24–31. (in Russian)
2. **Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V. and Shomov, A.I.** (2018). *Aerodinamika nesushchego vinta na rezhimakh oseвого obtekaniya* [Main rotor aerodynamics at axial airflow modes]. Moscow: MAI, 100 p. (in Russian)
3. **Shaydakov, V.I. and Maslov, A.D.** (1995). *Aerodinamicheskoe proektirovanie lopastey vozdushnykh vintov* [Rotor blades aerodynamic design process]. Moscow: MAI, 68 p. (in Russian)
4. **Shajdakov, V.I., Ignatkin, Yu.M. and Maslov, A.D.** (1983). *Aerodinamicheskie kharakteristiki nesushchikh vintov dvukhvintovykh vertoletov. Aerodinamicheskoe proektirovanie lopastey vozdushnykh vintov* [Main rotor aerodynamic characteristics for twin rotor helicopters]. Moscow: MAI, 39 p. (in Russian)
5. **Johnson, W.** (2013). *Rotorcraft aeromechanics*. Cambridge University Press, 927 p.
6. **Johnson, W.** (1994). *Helicopter theory*. Courier Dover Publications, 1120 p.
7. **Leishman, J.G.** (2000). *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press, 864 p.
8. **Yurev, B.N.** (1956). *Aerodinamicheskii raschet vertoletov* [Helicopter aerodynamic prediction]. Moscow: Oborongiz, 560 p. (in Russian)
9. **Petrosyan, E.A.** (2004). *Aerodinamika soosnogo vinta* [Co-axial rotor aerodynamics]. Moscow: Poligon-press, 820 p. (in Russian)
10. **Mil, M.L., Nekrasov, A.V., Braverman, A.S., Grodtko, L.N. and Leykand, M.A.** (1966). *Vertolety. Raschet i proektirovanie* [Helicopters. Calculation and design]. T. 1. *Aerodinamika*. Moscow: Mashinostroenie. (in Russian)
11. **Vozhdaev, E.S.** (2002). *Aerodinamicheskii raschet vozdushnogo vinta na osnove tochnykh analiticheskikh resheniy v zadache o nestatsionarnom pole skorostey vintovykh vikhrey* [Rotor aerodynamic prediction based on analytically precise solutions for the problem of blade vortex unsteady flow field]. Trudy TsAGI [Proceedings of TsAGI]. Iss. 2659, 23 p. (in Russian)
12. **Burtsev, B.N., Vainshtein, I.M., Kvokov, V.N. and Petrosian, E.A.** (1998). *Fenomen vysokogo poleznogo deystviya soosnykh nesushchikh vintov na rezhime viseniya* [The co-axial rotor system high efficiency phenomenon at hover mode]. Trudy 3-go foruma Rossiyskogo vertoletnogo obshchestva. Moscow, pp. 103–121. (in Russian)
13. **Miheev, R.A.** (1984). *Prochnost vertoletov* [Helicopter strength]. Moscow: Mashinostroenie, 280 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Yurii M. Ignatkin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Helicopter Design Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), k102@mai.ru.

Pavel V. Makeev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Helicopter Design Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), vaultcity13@gmail.com.

Alexander I. Shomov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Helicopter Design Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), shomov_aleksandr@mail.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

31.08.2018
20.11.2018

Received
Accepted for publication

31.08.2018
20.11.2018