

УДК 629.735

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТРЕХЛОПАСТНОГО И Х-ОБРАЗНОГО РУЛЕВЫХ ВИНТОВ НА РЕЖИМАХ "ВИХРЕВОГО КОЛЬЦА"

Ю.М. ИГНАТКИН, П.В. МАКЕЕВ, А.И. ШОМОВ, В.А. ИВЧИН

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

В статье представлены результаты расчетных исследований аэродинамических характеристик изолированных трехлопастного рулевого винта и Х-образного рулевого винта на режимах "вихревого кольца". Расчеты аэродинамических характеристик винтов выполнены на основе нелинейной лопастной вихревой модели, разработанной на кафедре "Проектирование вертолетов" МАИ. Рассмотрены режимы висения и обдувки при положительных углах атаки α_H , включая область "вихревого кольца". Построена область "вихревого кольца" в координатах горизонтальной V_x и вертикальной V_y скоростей обдувки при различных углах атаки винта из условия падения тяги винта относительно тяги на режиме висения при фиксированных значениях углов общего шага винтов.

Ключевые слова: рулевой винт, вертолет, режим "вихревого кольца", аэродинамические характеристики, расчеты.

Известно, что режимы "вихревого кольца" наблюдаются при обтекании винта, когда скорость потока, отбрасываемого винтом, соизмерима со скоростью набегающего на винт потока. В этом случае свободный вихревой след не отходит от винта и совершает вблизи плоскости диска циркуляционные движения, образуя вихревую структуру, похожую на вихревое кольцо. При попадании винта в режим вихревого кольца наблюдается ряд негативных эффектов, таких как падение тяги, рост величины крутящего момента, пульсации аэродинамических характеристик. Режимы "вихревого кольца" возникают как на несущих винтах вертолета, при выполнении крутого снижения с небольшими скоростями, так и на рулевых винтах, при боковой обдувке вертолета.

Согласно представленному Международным авиационным комитетом анализу причин авиационных происшествий (АП) на вертолетах за 2005 – 2010 гг. в гражданской авиации 73,5% АП связано с ошибками экипажа при попадании вертолета в сложную ситуацию, одной из которых является потеря эффективности рулевого винта, включая случай нахождения рулевого винта в режиме "вихревого кольца" [1].

Рулевые винты имеют, как правило, большую, чем несущие винты, нагрузку на ометаемую площадь. Лопасти рулевого винта, в отличие от лопастей несущего винта, обычно не имеют крутки, что вносит определенную специфику в характер его обтекания, в том числе на режимах "вихревого кольца".

Указанные обстоятельства требуют проведения на данных режимах отдельных исследований характеристик рулевых винтов, поскольку характеристики режимов "вихревого кольца", полученные для несущих винтов, не могут быть в полной мере перенесены на рулевые винты.

Развитие вычислительной техники в последние годы позволяет реализовывать на практике численные модели, способные достаточно точно отражать реальные физические процессы, протекающие на ранее недоступных для численного моделирования режимах, к которым относится режим "вихревого кольца", и рассчитывать полные аэродинамические характеристики винтов. К таким моделям относится нелинейная лопастная вихревая модель, учитывающая диффузию вихрей свободного вихревого следа, разработанная на кафедре "Проектирование вертолетов" МАИ [2 – 4].

Указанная модель и ее современная программная реализация [5] позволили провести широкомасштабные численные исследования трехлопастного и Х-образного рулевых винтов на режимах "вихревого кольца", результаты которых нашли отражения в данной статье.

РАСЧЕТНЫЕ МОДЕЛИ ТРЕХЛОПАСТНОГО И Х-ОБРАЗНОГО РУЛЕВЫХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТОВ

Характеристики трехлопастного и Х-образного рулевых винтов (РВ) приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики трехлопастного и Х-образного РВ

Рулевой винт вертолета:	трехлопастной	Х-образный	
Диаметр винта, D	3,908	3,84	м
Количество лопастей, k_l	3	4	
Хорда лопасти, b	0,305	0,24	м
Заполнение винта, σ	0,146	0,159	
Расстояние между верхней и нижней парами лопастей, h	-	0,135	м
Угол ножниц, χ	-	36	град.
Окружная скорость, ωR	230	230	м/с
Профиль лопасти	NACA 23010M	профиль ЦАГИ	
Крутка лопасти, $\Delta\varphi_\Sigma$	0	0	град.
Форма лопасти	прямоугольная	прямоугольная	

На рис. 1 изображены расчетные модели рулевых винтов. Каждая из лопастей винтов разбивалась на 10 элементов по радиусу. Расчетный шаг по азимуту составлял $\psi = 12^\circ$. Расчеты проводились для 18 оборотов винта. В расчетах учитывалось маховое движение лопастей относительно карданной подвески для трехлопастного винта и двух совмещенных горизонтальных шарниров для Х-образного рулевого винта, соответственно.

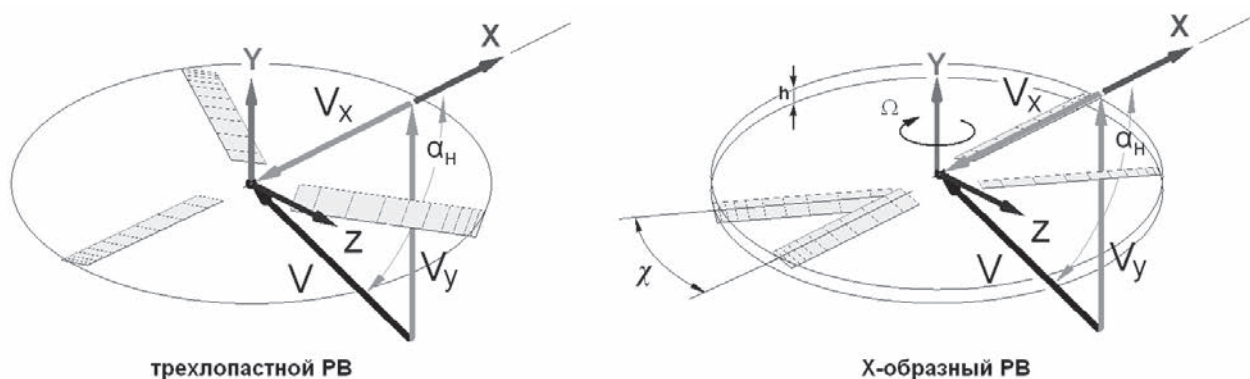


Рис. 1. Расчетные модели РВ

Для каждого из винтов были выполнены расчеты для скоростей набегающего потока $V_y = (0; 3; 4; 5; 6; 7; 8; 9; 10; 11; 12; 14; 16; 18; 19; 20)$ м/с для ряда фиксированных углов установки (общего шага) $\varphi_{\text{РВ}} = (0; 2,5; 5; 7,5; 10; 12,5; 15; 20; 25)^\circ$ и ряда углов атаки винта $\alpha_n = (90; 80; 70; 50; 30)^\circ$.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК Х-ОБРАЗНОГО РУЛЕВОГО ВИНТА

Рассмотренный четырехлопастный Х-образный рулевой винт имеет более современную аэродинамическую компоновку по сравнению с трехлопастным рулевым винтом. Больше, в сравнении с трехлопастным винтом, количество лопастей, разнос плоскостей враще-

ния пар лопастей, угол ножиц между ними и применение более совершенных аэродинамических профилей лопасти (табл. 1) позволяет добиться улучшенных аэродинамических характеристик. На рис. 2 представлены расчетные и экспериментальные поляры рулевых винтов на режиме висения. Видно, что результаты расчетов удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными. При этом Х-образный винт имеет существенно меньшие значения коэффициента крутящего момента m_K при одинаковых значениях коэффициента тяги C_T , чем трехлопастной винт. Поэтому относительный коэффициент полезного действия Х-образного винта выше чем у трехлопастного винта на 5 % – 8 % во всем диапазоне представленных значений $C_T/\sigma = 0,05 \div 0,3$ (рис. 3). Эти результаты свидетельствуют о более эффективной работе Х-образного рулевого винта как органа путевого управления и меньших затратах мощности на его привод на режиме висения.

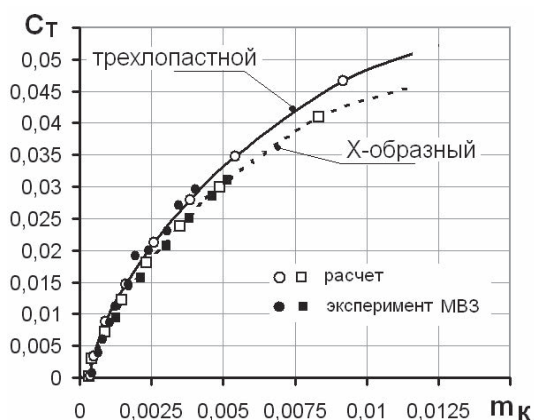


Рис. 2. Расчетные и экспериментальные поляры РВ

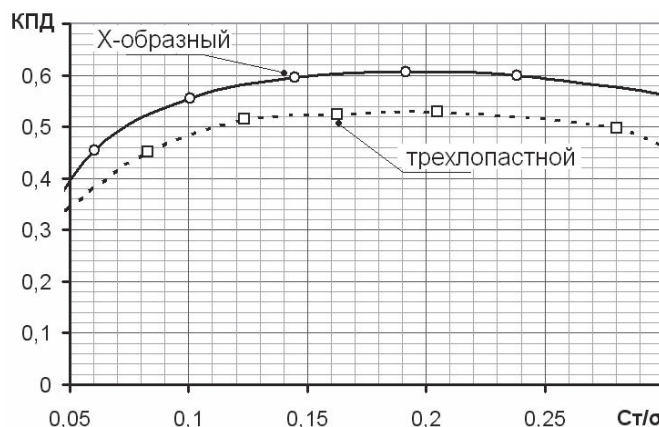


Рис. 3. Расчетные зависимости КПД РВ от величины C_T/δ

Одними из основных особенностей режимов "вихревого кольца" винта, по которым можно проанализировать его работу на этих режимах, а также границы области "вихревого кольца", в том числе с точки зрения безопасности полета, являются рост коэффициентов крутящего момента m_K (при фиксированной тяге винта) и падение коэффициента тяги C_T (при фиксированном угле установки винта) по сравнению с режимом висения, а также пульсации аэродинамических характеристик.

В работе проводился расчет винта при фиксированных значениях углов установки лопастей винта и производилась оценка изменения коэффициента тяги винта. Совокупность расчетных режимов представляла собой сетку в координатах скоростей горизонтального полета и скоростей вертикального снижения $V_x - V_y$. Анализ результатов расчетов во всей области рассматриваемых режимов позволяет оценить границы режимов "вихревого кольца". В данном случае критерием существования режима "вихревого кольца" служило снижение тяги винта на рассматриваемом режиме по сравнению с ее значением на режиме висения при одном и том же значении угла установки лопастей винта.

Для примера на рис. 4 представлены результаты расчета режима вертикального снижения для Х-образного винта и трехлопастного винта при: $\alpha_H = 90^\circ$; $V_y = 10$ м/с; $\varphi_{7PB} = 15^\circ$. На рис. 4 нанесены графики изменения коэффициента тяги в зависимости от шага расчета: $C_T = f(n)$. Видно, что тяга на режиме висения ($V_y = 0$ м/с) постоянна и не испытывает пульсаций. На режиме вертикального снижения ($V_y = 10$ м/с) тяга винтов падает по сравнению с режимом висения на 15 % для Х-образного винта и на 20 % для трехлопастного винта. Кроме того, для обоих винтов при $V_y = 10$ м/с наблюдаются пульсации тяги. Эти результаты свидетельствуют о наличии режима "вихревого кольца" для обоих винтов на данном режиме. Также можно сделать вывод, что для Х-образного винта падение тяги на 5 % меньше, чем для трехлопастного.



Рис. 4. Расчетные зависимости коэффициента тяги РВ на режимах висения ($\phi_{7PB} = 15^\circ$) и режиме вертикального снижения ($\alpha_H = 90^\circ$; $V_y = 10$ м/с; $\phi_{7PB} = 15^\circ$) от числа оборотов винта n

На рис. 5 представлены расчетные поляры $C_T = f(m_K)$, полученные для осредненных по времени значений коэффициентов C_T и m_K , для исследуемых трехлопастного рулевого винта и четырехлопастного Х-образного винта при скорости вертикального снижения $V_y = 10$ м/с и углах атаки винтов $\alpha_H = 70^\circ$; $\alpha_H = 90^\circ$.

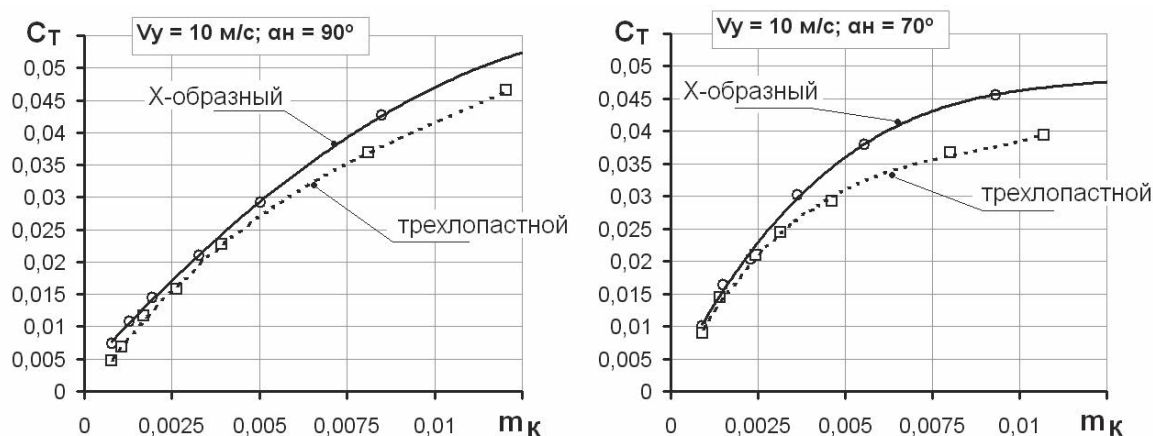


Рис. 5. Расчетные поляры РВ при: $V_y = 10$ м/с; $\alpha_H = 70^\circ$ и $\alpha_H = 90^\circ$ (режим "вихревого кольца")

Поляры построены по средним по времени (с учетом пульсаций аэродинамических характеристик) значениям коэффициентов тяги C_T и крутящего момента m_K для углов установки лопастей винта $\phi_{7PB} = (2,5; 5; 7,5; 10; 12,5; 15; 20; 25)^\circ$.

Как было отмечено выше, при крутом снижении с вертикальной скоростью $V_y = 10$ м/с и углами атаки винта $\alpha_H = 70^\circ$ и $\alpha_H = 90^\circ$ исследуемые рулевые винты находятся в области "вихревого кольца".

Из поляр, представленных на рис. 5, видно, что кривые с увеличением углов установки в значительной мере расслаиваются, при этом Х-образный рулевой винт имеет существенно меньшие значения коэффициента крутящего момента m_K при равных значениях коэффициента тяги C_T . Так, при $\alpha_H = 70^\circ$ для $C_T = 0,035$ коэффициент крутящего момента Х-образного винта на 30 % меньше, чем коэффициент крутящего момента трехлопастного винта, а при $\alpha_H = 90^\circ$ для того же коэффициента тяги C_T коэффициент крутящего момента, соответственно, на 15 % меньше.

Таким образом, можно сделать вывод, что аэродинамическая компоновка Х-образного рулевого винта является более выгодной не только на висении, что было отмечено, но и на режиме "вихревого кольца", поскольку Х-образный винт также имеет существенно меньшие значения коэффициента крутящего момента m_K при одинаковых значениях коэффициента тяги C_T .

На рис. 6 представлены границы областей "вихревого кольца" в координатах $V_x - V_y$, полученные на основе анализа зависимостей $C_T = f(n)$ для каждого из расчетных режимов. В данном случае граница режима "вихревого кольца" определялась исходя из условия падения среднего по времени значения C_T по сравнению с его значением на режиме висения при равных углах установки лопастей. Из рис. 6 следует, что область "вихревого кольца" в значительной степени зависит от угла установки лопастей винта, с ростом угла установки граница области "вихревого кольца" увеличивается. Верхняя граница, как и нижняя граница, смещается вниз на большие величины скоростей снижения V_y . Граница области "вихревого кольца" также становится шире, смещаясь на большие скорости V_x .

В целом, области "вихревого кольца" достаточно близки для обоих винтов. Вместе с тем, сами величины падения тяги винта и амплитуды пульсаций Х-образного винта оказываются на большинстве режимов меньше, чем у трехлопастного.

На основании полученных данных можно сделать вывод, что Х-образный рулевой винт, обладая более совершенной аэродинамической компоновкой, показывает существенно более высокую эффективность на режиме висения и не уступает, а в ряде случаев оказывается лучшим на исследованных режимах "вихревого кольца". Это подтверждает предпочтение в пользу Х-образного винта при модернизации существующего вертолетного парка одновинтовых вертолетов марки "Ми".

ВЫВОДЫ

В результате расчетов установлено, что четырехлопастный Х-образный рулевой винт по сравнению с трехлопастным рулевым винтом обладает лучшими аэродинамическими характеристиками на режиме висения и имеет на 5 % – 8 % больший относительный КПД в рабочем диапазоне углов установки лопастей за счет большего количества лопастей, превышения одной пары винтов над другой и оптимального угла взаимного расположения пар лопастей (угла ножиц), а также за счет более совершенных аэродинамических характеристик профилей лопастей.

Определено, что аэродинамическая компоновка Х-образного рулевого винта более выгодна, чем у трехлопастного винта как на режиме висения, так и на режиме "вихревого кольца", за счет меньших значений коэффициента крутящего момента m_K для одинаковых значений коэффициента тяги C_T .

Расчетные исследования аэродинамических характеристик винтов при фиксированном значении угла установки, заданном значении углов атаки $\alpha_H = 90^\circ; 80^\circ; 70^\circ; 50^\circ; 30^\circ$ при увеличении скорости обдувки V_y показали, что при малых скоростях обдувки за счет работы элементов лопастей в восходящем потоке возникает некоторое небольшое увеличение тяги (режим моторного снижения для несущего винта). Затем с ростом скорости V_y наступает режим "вихревого кольца", при котором из-за увеличения индуктивной скорости, направленной навстречу набегающему потоку, происходит значительное падение тяги винта. При большей скорости V_y индуктивная скорость, создаваемая вихревым кольцом, ослабевает, и тяга винта опять увеличивается.

Для расчетных заданных режимов построены области, где тяга винта становится меньше, чем на режиме висения. Данные области условно принимаются за области "вихревого кольца". В целом области "вихревого кольца", определяемые по указанному признаку для обоих рулевых винтов, близки.

Полученные в работе данные позволяют определить область возможных скоростей обдувки изолированных рулевых винтов, при которых возможно падение его тяги, что может привести к неуправляемому левому вращению вертолета. Вместе с тем, следует учитывать, что на рассмотренных режимах рулевой винт работает зачастую в мощном индуктивном поле скоростей вихревого следа несущего винта, существенно изменяющем условия его работы [6, 7]. Это необходимо учитывать при дальнейшем развитии исследований, проводя моделирование для комбинации несущего и рулевого винта с учетом их аэродинамической интерференции.

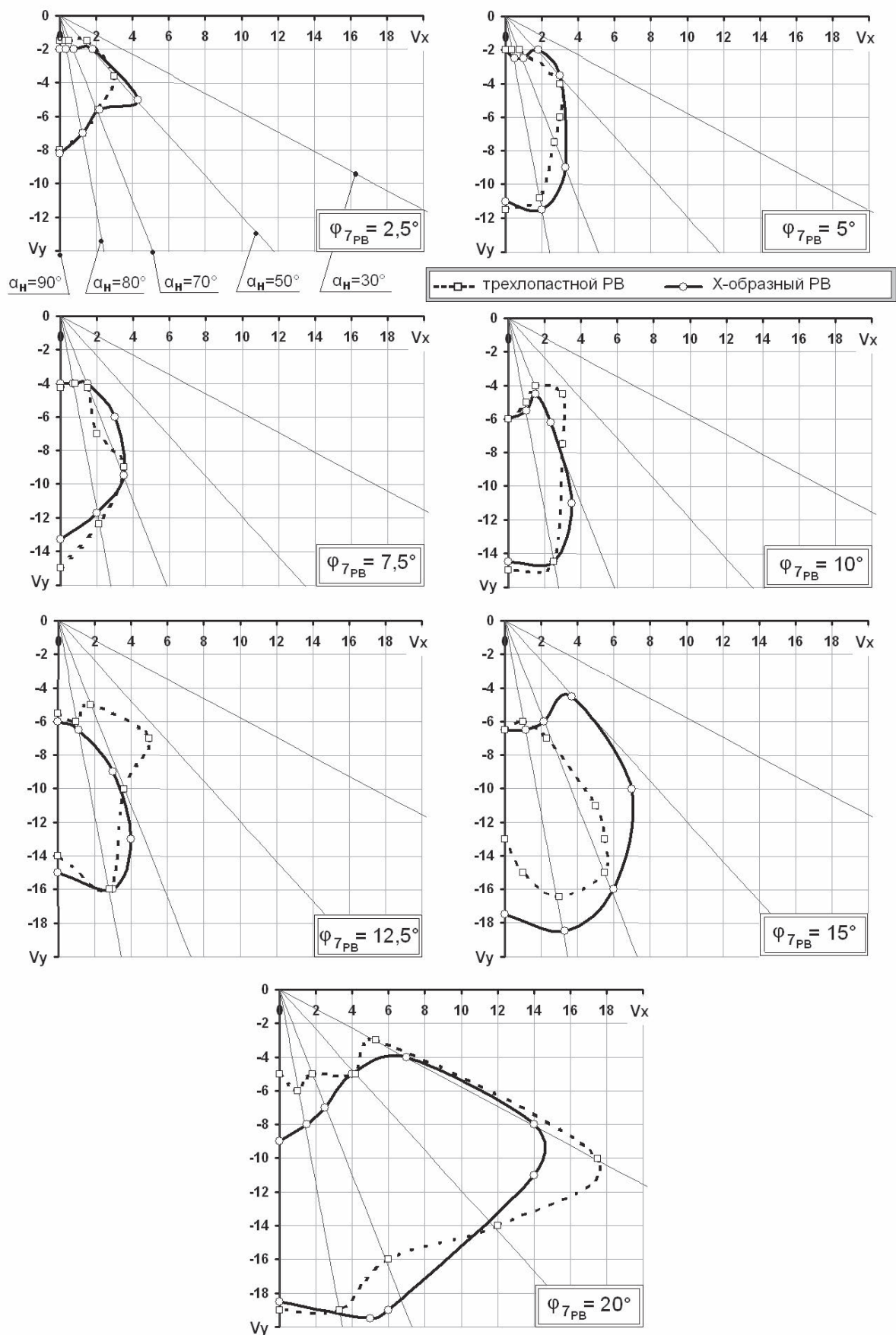


Рис. 6. Условные границы областей режимов "вихревого кольца" PB при $\varphi_{7PB} = (2,5 \div 25)^\circ$, построенные из условия $C_{T\text{PB ср.}} < C_{T\text{PB ср. вис.}}$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шибает В., Фаворова Т., Аполлонов Д. Тренировки пилотов в расширенной области параметров движения воздушного судна как залог безопасности полетов // Аэрокосмический курьер. 2011. № 5. С. 48 – 49.
2. Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В, Шомов А.И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. № 5. С. 24 – 31.
3. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета на режиме "вихревое кольцо" на базе нелинейной лопастной вихревой теории // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. № 6. С. 11 – 15.
4. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И., Константинов С.Г. Моделирования режима "вихревого кольца" несущего винта вертолета на базе нелинейной вихревой модели и методов CFD // Электронный журнал "Труды МАИ". 2012. № 59. 19 с.
5. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Программный комплекс для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолетов на базе нелинейной лопастной вихревой теории // Электронный журнал "Труды МАИ". 2010. № 38. 7 с.
6. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное исследование аэродинамической интерференции несущих и рулевых винтов на особых режимах полета // Научный вестник МГТУ ГА. 2014. № 200. С. 47 – 54.
7. Браверманн А.С., Вайнтриб А.П. Динамика полета. Предельные режимы полета. – М.: Машиностроение. 1988. – 280 с.

COMPARATIVE STUDY ON CALCULATION RESULTS OF THREE-BLADE AND X-SHAPED TAIL ROTOR AT "VORTEX RING"

Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I., Ivchin V.A.

The article presents the results of numerical studies of aerodynamic characteristics of isolated three-bladed tail rotor, and X-shaped tail rotor at "vortex ring". Calculations of aerodynamic characteristics of rotors are based on nonlinear blade vortex model developed at the Department of "The helicopter design" MAI. Considered hover and blasting at positive angles of attack α_H , including the area of "vortex ring". Built "vortex ring" area in the coordinates of the horizontal V_x and vertical velocity V_y of airflow at different angles of attack of the rotor by condition drop rotor thrust against hover thrust at fixed angles of rotor collective pitch.

Key words: tail rotor, the helicopter, "vortex ring" mode, aerodynamic characteristics, calculations.

REFERENCES

1. Shibaev V., Favorova T., Apollonov D. Trenirovki pilotov v rasshirennoy oblasti parametrov dvizhe-niya vozdušnogo sudna kak zalog bezopasnosti poletov [Training pilots in the extended area of the motion parameters of the aircraft, as a guarantee of safety. Aerospace Courier] Moscow. Aehrokosmicheskiy kurjer. 2011. № 5. PP. 48 – 49. (In Russian)
2. Ignatkin Yu.M., Grevcov B.S., Makeev P.V, Shomov A.I. Nelineynaya lopastnaya vikhrevaya teoriya vinta i ee prilozheniya dlya rascheta aehrodinamicheskikh kharakteristik nesutikh i rulevikh vintov vertoleta [Nonlinear blade propeller vortex theory and its application to calculate the aerodynamic characteristics of the main and tail rotor helicopter. Bulletin of MAI] Moscow. Vestnik MAI. 2009. T. 16. № 5. PP. 24 – 31. (In Russian)
3. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V, Shomov A.I. Issledovanie aehrodinamicheskikh kharakteristik nesuthego vinta vertoleta na rezhime "vikhrevoe koljco" na baze nelineynoy lopastnoy vikhrevoy teorii [The study of aerodynamic characteristics of helicopter rotor on the "vortex ring" on

the basis of a nonlinear blade vortex theory. Bulletin of MAI] Moscow. Vestnik MAI. 2009. T. 16. № 6. PP. 11 – 15. (In Russian)

4. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I., Konstantinov S.G. Modelirovaniya rezhima "vikhrevogo koljca" nesuthego vinta vertoleta na baze nelineyjnuy vikhrevoy modeli i metodov CFD [Simulation mode "vortex ring" rotor helicopter on the basis of nonlinear models and methods for vortex CFD. Electronic journal "Proceedings of the MAI"] Moscow. Ehlektronniy zhurnal "Trudih MAI". 2012. № 59. 19 p. (In Russian)

5. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. Programmniy kompleks dlya rascheta aehrodinamicheskikh kharakteristik nesutikh i rulevikh vintov vertoletov na baze nelineyjnuy lopastnoy vikhrevoy teorii [The software package for the calculation of aerodynamic characteristics of main and tail helicopter rotors on the basis of a nonlinear blade vortex theory. Electronic journal "Proceedings of the MAI" Moscow. Ehlektronniy zhurnal "Trudih MAI". 2010. № 38. 7 p. (In Russian)

6. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. Chislennoe issledovanie aehrodinamicheskoy interferentsii nesutikh i rulevikh vintov na osobikh rezhimakh poleta [Numerical study of aerodynamic interference of main and tail rotors on a special flight conditions. Scientific Bulletin MSTUCA] Moscow. Nauchniy Vestnik MGTU GA. 2014. № 200. PP. 47 – 54. (In Russian)

7. Bravermann A.S., Vayjntrob A.P. Dinamika poleta. Predel'niye rezhimiy poleta. [Flight Dynamics. Limit regimes of flight] Moscow. Mashinostroenie. 1988. 280 p. (In Russian)

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Игнаткин Юрий Михайлович, 1941 г.р., окончил МАИ (1964), кандидат технических наук, заведующий кафедрой проектирования вертолетов МАИ, автор более 100 научных работ, область научных интересов – аэродинамика вертолета, электронный адрес: k102@mai.ru.

Макеев Павел Вячеславович, 1984 г.р., окончил МАИ (2007), кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования вертолетов МАИ, автор более 30 научных работ, область научных интересов – аэродинамика вертолета, электронный адрес: k102@mai.ru.

Шомов Александр Иванович, 1983 г.р., окончил МАИ (2007), доцент кафедры проектирования вертолетов МАИ, автор более 30 научных работ, область научных интересов – аэродинамика вертолета, электронный адрес: k102@mai.ru.

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и динамика несущих винтов, динамика вертолета, математическое моделирование вертолета на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолета, электронный адрес: valivchin@mail.ru.