

УДК 629.735

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РУЛЕВОГО ВИНТА ОДНОВИНТОВОГО ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ ИНДУКТИВНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ВИХРЕВОГО СЛЕДА НЕСУЩЕГО ВИНТА НА РЕЖИМАХ ВИСЕНИЯ ПРИ БОКОВОМ ВЕТРЕ

Ю.М. ИГНАТКИН¹, П.В. МАКЕЕВ¹, А.И. ШОМОВ¹, В.А. ИВЧИН²

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

²АО «Московский вертолетный завод имени М.Л. Миля», пос. Томилино,
Московская область, Россия

Для вертолетов одновинтовой схемы существуют режимы полета, когда рулевой винт оказывается под значительным индуктивным воздействием со стороны вихревого следа несущего винта. Индуктивное воздействие вихревого следа несущего винта может вызвать значительное изменение характера обтекания рулевого винта и его аэродинамические характеристики по сравнению с изолированным винтом. При этом возможно увеличение угла установки лопастей рулевого винта, требуемого для обеспечения управляемости вертолета.

Статья посвящена численному моделированию работы рулевого винта в присутствии вихревого следа несущего винта на примере вертолета Ми-171. Численное моделирование выполнено на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ.

Рассмотрены режимы висения вертолета при наличии бокового ветра различной интенсивности V_z . Получены зависимости тяги по времени для изолированного рулевого винта и рулевого винта с учетом вихревого следа несущего винта для одинаковых режимов работы. Проанализировано обтекание винтов при помощи линий тока, рассмотрена структура вихревого следа. Представленные результаты позволяют прояснить физическую картину работы рулевого винта и влияние на его работу несущего винта. Установлено, что вихревой след несущего винта наиболее значительно влияет на работу рулевого винта при боковом ветре справа, когда рулевой винт попадает в режим «вихревого кольца». Индуктивное воздействие вихревого следа несущего винта приводит к возникновению у рулевого винта режима «вихревого кольца» на меньших скоростях ($V_z \approx 5$ м/с), чем в случае изолированной работы рулевого винта ($V_z \approx 12,5$ м/с). При этом требуемый угол установки лопастей рулевого винта при $V_z = 5$ м/с увеличивается на 13 %. Получено удовлетворительное совпадение результатов расчета и летного эксперимента.

Ключевые слова: вертолет, несущий винт, рулевой винт, висение с боковым ветром, аэродинамическая интерференция, аэродинамические характеристики.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что для вертолетов одновинтовой схемы существуют режимы полета, когда рулевой винт (РВ) оказывается под значительным индуктивным воздействием со стороны вихревого следа несущего винта (НВ). При этом аэродинамические характеристики РВ могут существенно отличаться от характеристик, полученных в тех же самых условиях для изолированной работы винта. В ряде случаев индуктивное воздействие вихревого следа НВ может привести к значительному уменьшению тяги РВ. При этом требуемый угол установки лопастей РВ, обеспечивающий компенсацию реактивного момента НВ и управляемость вертолета, будет увеличиваться.

Вопрос исследования указанных эффектов является весьма актуальным, поскольку случаи, когда РВ на критических режимах работы теряет свою тягу и эффективность как органа управления, нередки. С этими обстоятельствами связан большой процент авиационных происшествий на вертолетах [1].

В наибольшей степени индуктивное влияние вихревого следа НВ на аэродинамические характеристики РВ проявляется на режимах полета с небольшими скоростями со скольжением либо висения при наличии ветра. Это связано с особенностью сворачивания вихревого следа НВ в систему двух вторичных вихревых жгутов, образующихся на краях диска винта

при достижении вертолетом определенной скорости полета [2]. Как показывают результаты теоретических расчетов [3] и экспериментальных исследований [2], циркуляция этих вторичных вихревых жгутов с ростом скорости полета интенсивно возрастает и при относительной скорости полета $\bar{V} = V / \omega \cdot R = 0,05$ достигает максимального значения, а затем уменьшается. В случае прохождения одного из этих жгутов вблизи РВ индуктивное поле вихря оказывает значительное влияние на его аэродинамические характеристики, изменяя режим его работы.

В данной работе рассмотрен случай висения вертолета в условиях бокового ветра различной интенсивности. В качестве объекта исследования выступает комбинация НВ и РВ вертолета Ми-171. Расчеты проведены на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта, разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ и ее программно-алгоритмической реализации [4, 5].

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Основные характеристики НВ и РВ вертолета семейства Ми-8/171 [6] представлены в таблице.

Таблица 1
Table 1

Характеристики НВ и РВ вертолета Ми-171
Main (MR) and tail (TR) rotors of Mi-171 helicopter characteristics

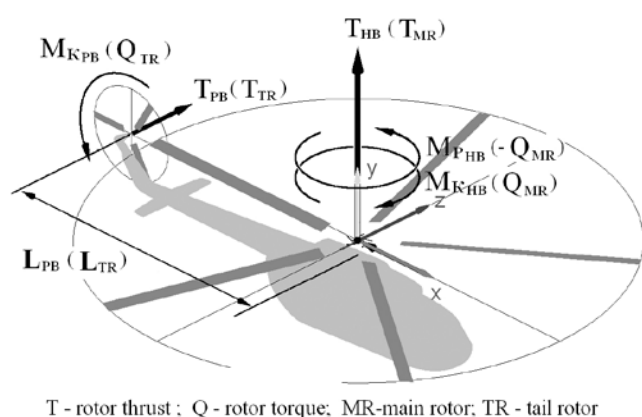
Винт Rotor	НВ (MR)	РВ (TR)
Диаметр винта, D, м Diameter of Rotor, D, m	10,65	3,908
Количество лопастей, кл Count of Blades	5	3
Хорда лопасти, b, м Blade Chord, b, m	0,52102	0,305
Заполнение винта, σ Rotor Solidity, σ	0,0777	0,146
Окружная скорость, ωR , м/с Rotary Axis Speed, ωR , m/s	214	230
Профиль лопасти Blade Airfoil	NACA 230	
Крутка лопасти, $\Delta\phi_{\Sigma}$, град Blade Twist, degree	-5	0
Форма лопасти Blade Shape	прямоугольная rectangle	

На рис. 1 изображена комбинация пятилопастного НВ и трехлопастного РВ вертолета Ми-171, являющаяся объектом исследований. При проведении расчетов несущий винт моделировался с учетом колебаний лопастей относительно горизонтальных шарниров, а рулевой винт относительно карданной подвески. Обтекание фюзеляжа в расчетах не учитывалось. Визуализация обводов фюзеляжа на картинах обтекания винтов и форм их вихревого следа представлена условно. Основываясь на полученных ранее данных [7, 8, 9], в данной работе принимаем допущение, согласно которому влияние РВ на НВ мало и им можно пренебречь при рассмотрении совместной работы комбинации НВ и РВ. В соответствии с данным допущением для существен-

ного ускорения расчетов применялся прием, когда вихревой след НВ для каждого из рассмотренных режимов насчитывался заранее. Работа НВ моделировалась для промежутка времени $t = 6$ с. Расчет РВ с учетом индуктивного воздействия НВ производился в присутствии вихревого следа последнего, который загружался по мере работы РВ. Работа НВ и РВ была синхронизирована по времени. Расчетный шаг составлял около $\Delta t = 0,00177$ с, что ввиду разных диаметров и окружных скоростей вращения винтов соответствует азимутальному углу $\Delta\psi \approx 2^\circ$ для НВ и $\Delta\psi = 12^\circ$ для РВ.

Таким образом, примененный подход позволил смоделировать вихревой след НВ с достаточно мелким шагом, что позволило значительно более точно, чем в ранних работах [7, 8, 9], описать его структуру и ее изменение во времени.

На рис. 2 в качестве примера представлена форма нелинейного вихревого следа НВ и РВ с учетом интерференции на режиме висения. Для удобства восприятия при визуализации вихревого следа за винтами отображены только концевые вихри, сходящиеся с конца каждой из лопастей.



T - rotor thrust ; Q - rotor torque; MR-main rotor, TR - tail rotor

Рис. 1. Расчетная модель НВ и РВ вертолета Ми-171

Fig. 1. Calculating model of MR and TR of helicopter Mi-171

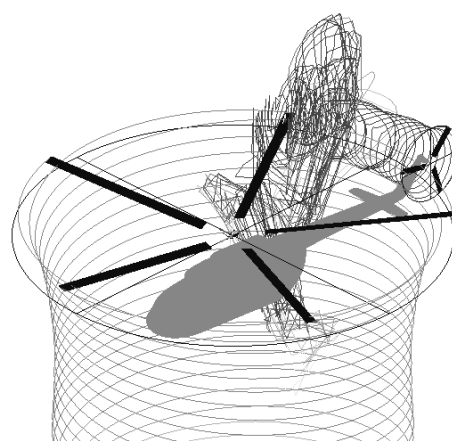


Рис. 2. Форма вихревого следа НВ и РВ на режиме висения

Fig. 2. Shape of the wake vortex of MR and TR at hover

В работе рассмотрены режимы висения для взлетной массы $m_{взл} = 13000$ кг при значениях бокового ветра $V_z = -15 \div 15$ м/с (угол скольжения $\beta_H = -90^\circ; +90^\circ$, угол атаки НВ $\alpha_H = 0^\circ$). В результате расчетов определялись балансирующие углы установки лопастей РВ с учетом индуктивного влияния вихревого следа НВ.

Порядок расчета был следующим. На первом этапе расчеты проводились для изолированных НВ и РВ. Для рассматриваемых режимов, исходя из величины необходимой тяги НВ, определялись требуемые углы установки лопастей НВ ϕ_{7HB} и находились значения крутящего момента M_{KHB} . Далее, из условия компенсации реактивного момента НВ $M_{KHB} = T_{PB} \cdot L_{PB}$ (рис. 1) определялись требуемые значения тяги РВ T_{PB} и соответствующие им величины углов установки лопастей РВ ϕ_{7PB} .

На втором этапе для найденных значений углов установки лопастей НВ ϕ_{7HB} и РВ ϕ_{7PB} производился расчет РВ в присутствии вихревого следа НВ и определялась величина тяги РВ с учетом индуктивного воздействия вихревого следа НВ и ее изменения по сравнению с тягой изолированного РВ.

На третьем этапе в присутствии вихревого следа НВ уже с учетом балансировки определялись уточненные значения требуемых углов установки лопастей РВ с учетом индуктивного влияния НВ.

Такой подход позволяет проанализировать влияние индуктивного воздействия вихревого следа НВ на аэродинамические характеристики РВ путем их сравнения с аэродинамическими характеристиками изолированного РВ на одинаковых режимах работы.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

На рис. 3 представлена форма нелинейного вихревого следа за НВ при различных скоростях бокового ветра V_z . Видно, что при малых скоростях набегающего на винт потока ($V_z = 5$ м/с) вихревой след НВ еще представляет собой подобие скошенного цилиндра. При увеличении скорости ($V_z = 7,5$ м/с) наблюдается начало образования вторичных вихревых жгутов – правого и левого. На больших скоростях уже четко наблюдаются мощные вихревые жгуты, в которые сворачивается вихревой след за винтом ($V_z = 12,5$ м/с).

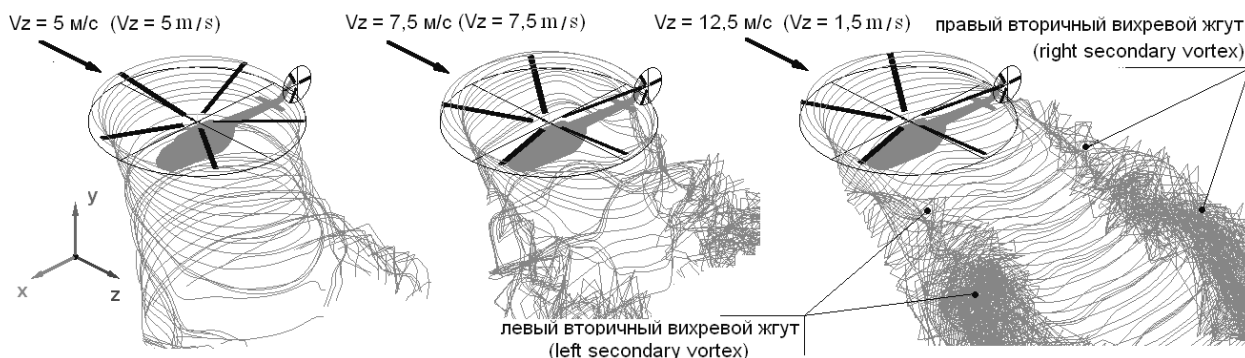


Рис. 3. Вихревой след НВ вертолета Ми-171 на режиме висения при различных значениях скорости бокового ветра V_z
Fig. 3. The wake vortex of MR of helicopter Mi-171 at hover depending on the various crosswind velocities V_z

На рис. 4 представлен расчетный график зависимости потребной для уравнивания крутящего момента НВ тяги $T_{PB} = f(V_z)$. Из графика следует, что с ростом скорости V_z величина потребной тяги T_{PB} плавно снижается, падая при $V_z = 15$ м/с почти на 20 %, что связано со снижением величины крутящего момента НВ.

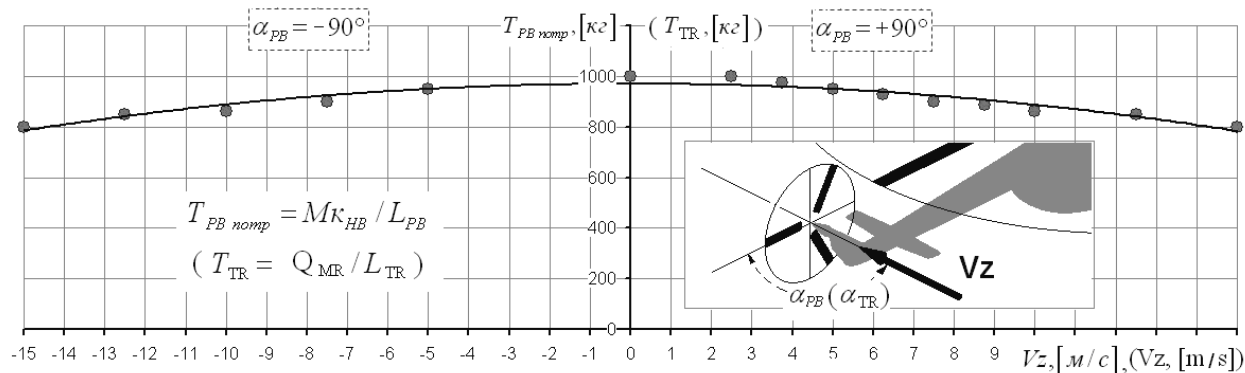


Рис. 4. Тяга T_{PB} , потребная для компенсации реактивного момента НВ для различных скоростей бокового ветра V_z
Fig. 4. Thrust of TR required to compensate the MR torque depending on the crosswind velocity V_z

На рис. 5. представлен расчетный график зависимости потребного балансирующего угла установки изолированного РВ φ_{7PB} от скорости бокового ветра V_z . Видно, что при $V_z = -15 \div 0$ м/с (ветер слева), когда РВ работает на «пропеллерных режимах», потребный угол установки φ_{7PB} медленно возрастает. При этом учитывается то обстоятельство, что с ростом скорости само значение потребной тяги уменьшается (рис. 4). При $V_z = 0 \div 15$ м/с (ветер справа) зависимость $\varphi_{7PB} = f(V_z)$ имеет сложный характер, величина

потребного угла Φ_{7PB} сначала снижается, затем резко возрастает, а потом снова падает. Этот резкий рост потребного угла в диапазоне $V_z = 8 \div 13$ м/с связан с попаданием изолированного РВ в режим «вихревого кольца».

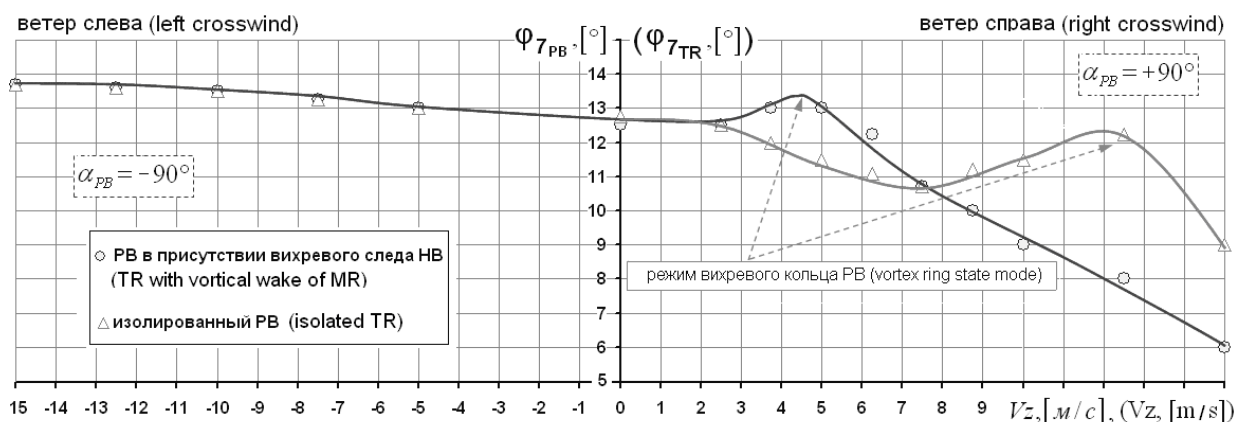


Рис. 5. Углы установки лопастей изолированного РВ и РВ с учетом вихревого следа НВ в зависимости от скорости бокового ветра V_z
Fig. 5. Angle of pitch of isolated TR and TR with wake vortex of MR depending on the crosswind velocity V_z

Также на рис. 5 представлена зависимость $\Phi_{7PB} = f(V_z)$, полученная с учетом индуктивного влияния вихревого следа НВ. Она существенно отличается от зависимости, описанной выше при $V_z = 3 \div 15$ м/с, когда РВ из-за индуктивного воздействия НВ попадает в режим «вихревого кольца». На фоне общего снижения величины Φ_{7PB} с ростом скорости V_z , при $V_z = 3 \div 6$ м/с наблюдается его рост по сравнению с режимом висения и значениями, полученными для изолированного РВ. При $V_z > 8$ м/с потребный угол Φ_{7PB} , напротив, значительно меньше, чем для изолированного РВ. Наблюдаемые эффекты, связанные с индуктивным воздействием вихревого следа НВ на РВ, требуют более детального анализа режимов работы РВ, что сделано ниже для двух наиболее характерных режимов: $V_z = 5$ м/с и $V_z = 12,5$ м/с.

На рис. 6 представлены зависимости от времени тяги изолированного РВ T_{PB} ($\Phi_{7PB} = 11,5^\circ$) и РВ в присутствии вихревого следа НВ для $\Phi_{7PB} = 11,5^\circ$ и $\Phi_{7PB} = 13^\circ$ для $V_z = 5$ м/с. Видно, что тяга изолированного РВ практически постоянна по времени. При этом тяга РВ в присутствии вихревого следа НВ испытывает значительные пульсации ($\Delta T_{PB} \approx 32\%$), а среднее значение T_{PB} снижается на 12 % относительно изолированного РВ. Для получения необходимой тяги РВ с учетом НВ угол установки требует увеличения до $\Phi_{7PB} = 13^\circ$, пульсации тяги и их интенсивность при этом сохраняются (рис. 6).

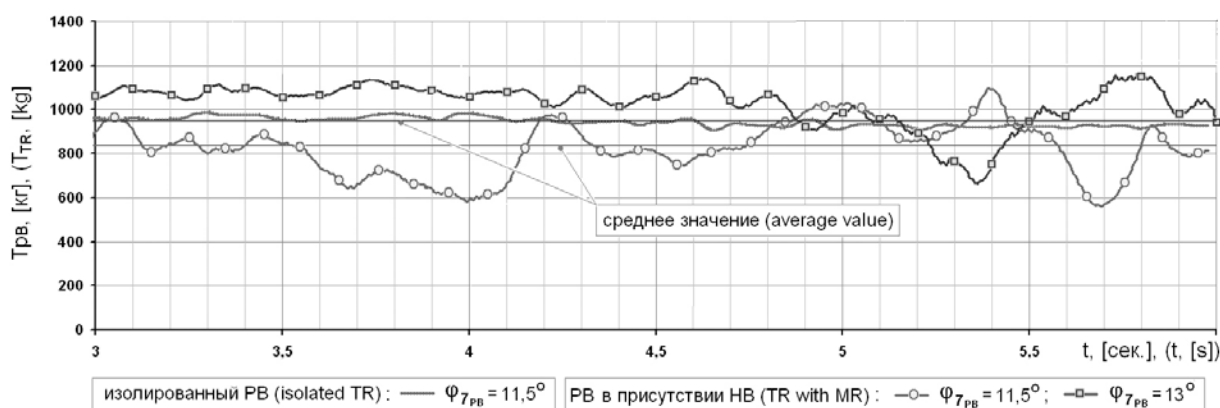


Рис. 6. Зависимость $T_{PB} = f(t)$ при $V_z = 5$ м/с для изолированного РВ и РВ в присутствии НВ
Fig. 6. Dependents of $T_{TR} = f(t)$ for $V_z = 5$ m/s for isolated TR and TR with MR

На рис. 7 представлены картины обтекания РВ для трех вышеописанных расчетных случаев. Линии тока построены по мгновенному полю скоростей в проекции на плоскость перпендикулярной плоскости вращения РВ. Видно, что изолированный РВ при $\Phi_{7PB} = 11,5^\circ$ (рис. 7) находится на режиме «моторного» снижения, вихревое кольцо находится на значительном расстоянии от плоскости вращения РВ. Заметна достаточно протяженная струя за винтом. Под индуктивным воздействием вихревого следа НВ (рис. 7) РВ попадает в режим «вихревого кольца», что коррелируется с отмеченными выше возникновениями пульсаций тяги РВ по времени. При $\Phi_{7PB} = 13^\circ$ РВ также находится на режиме «вихревого кольца», однако характер обтекания РВ меняется (рис. 7), что отражается на его аэродинамических характеристиках (рис. 6).

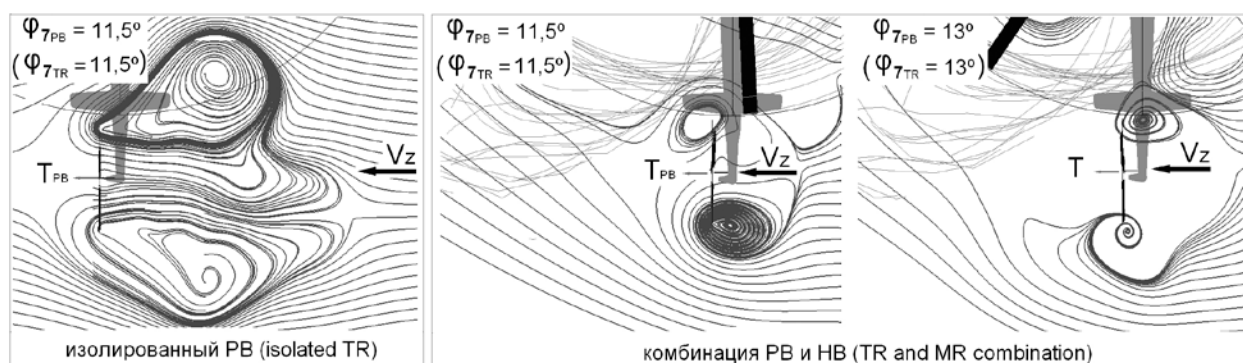


Рис. 7. Линии тока вблизи РВ при скорости бокового ветра $V_z = 5$ м/с
Fig. 7. Streamlines near the tail rotor (TR) for crosswind velocity $V_z = 5$ m/s

На рис. 8 представлены зависимости от времени тяги изолированного РВ T_{PB} ($\Phi_{7PB} = 12,25^\circ$) и РВ в присутствии вихревого следа НВ для $\Phi_{7PB} = 12,25^\circ$ и $\Phi_{7PB} = 8^\circ$ при $V_z = 12,5$ м/с. Видно, что тяга изолированного РВ пульсирует ($\Delta T_{PB} \approx 28\%$), что говорит о наличии режима «вихревого кольца» РВ. Тяга РВ в присутствии вихревого следа НВ испытывает такие же значительные пульсации, но ее среднее значение T_{PB} значительно возрастает – на 45% относительно изолированного РВ при том же угле Φ_{7PB} . Таким образом, угол установки РВ может быть уменьшен (согласно результатам расчета) до $\Phi_{7PB} = 8^\circ$ для уравнивания крутящего момента НВ, пульсации тяги при этом сохраняются ($\Delta T_{PB} \approx 36\%$) (рис. 8).

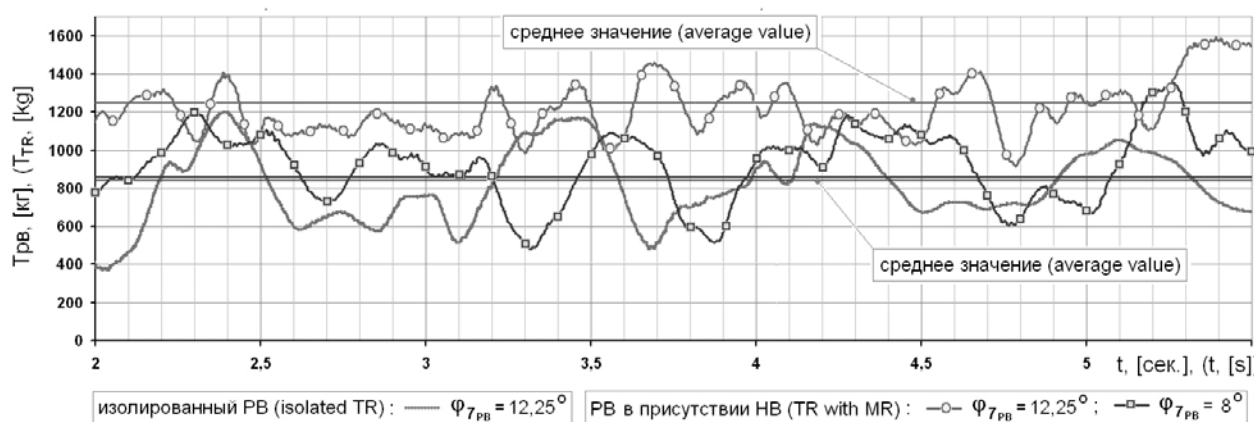


Рис. 8. Зависимость $T_{PB} = f(t)$ при $V_z = 12,5$ м/с для изолированного РВ и РВ в присутствии НВ
Fig. 8. Dependents of $T_{TR} = f(t)$ for $V_z = 12,5$ m/s for isolated TR and TR with MR

На рис. 9 представлены картины обтекания РВ для трех вышеописанных расчетных случаев. Видно, что изолированный РВ при $\Phi_{7PB} = 12,25^\circ$ (рис. 9) находится, как и было отмечено

выше, на режиме «вихревого кольца». Режим «вихревого кольца» сохраняется и при учете индуктивного влияния вихревого следа НВ при том же угле $\varphi_{7PB} = 12,25^\circ$ (рис. 9). Однако размеры воздушного тела вокруг РВ заметно уменьшаются, а само вихревое кольцо смещается вверх по потоку. Это свидетельствует о том, что вихревой след НВ «стягивает» вихревое кольцо РВ, что и приводит к улучшению условий его работы и росту тяги при том же угле установки φ_{7PB} . Уменьшение угла установки РВ до $\varphi_{7PB} = 8^\circ$ приводит к еще большему смещению вихревого кольца по потоку и дальнейшему улучшению обтекания РВ (рис. 9), при этом за счет уменьшения угла установки РВ тяга снижается до исходного балансировочного значения (рис. 8).

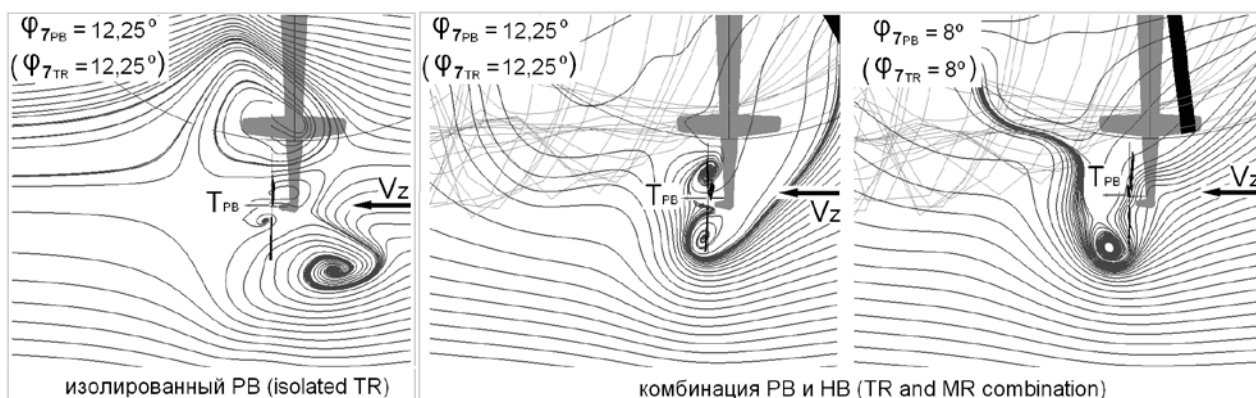


Рис. 9. Линии тока вблизи РВ при скорости бокового ветра $V_z = 12,5$ м/с
Fig. 9. Streamlines near the tail rotor (TR) for crosswind velocity $V_z = 12,5$ m/s

На рис. 10 приведено сравнение полученной расчетным путем кривой балансировочных значений углов установки РВ с учетом вихревого следа НВ в зависимости от скорости бокового ветра $\varphi_{7PB} = f(V_z)$ с данными летного эксперимента ЛИИ, проведенного для вертолета Ми-8Т с взлетной массой $m_{взл} = 11000$ кг [10]. График построен в процентах относительно режима висения. Видно, что имеется качественное удовлетворительное совпадение характера кривых.

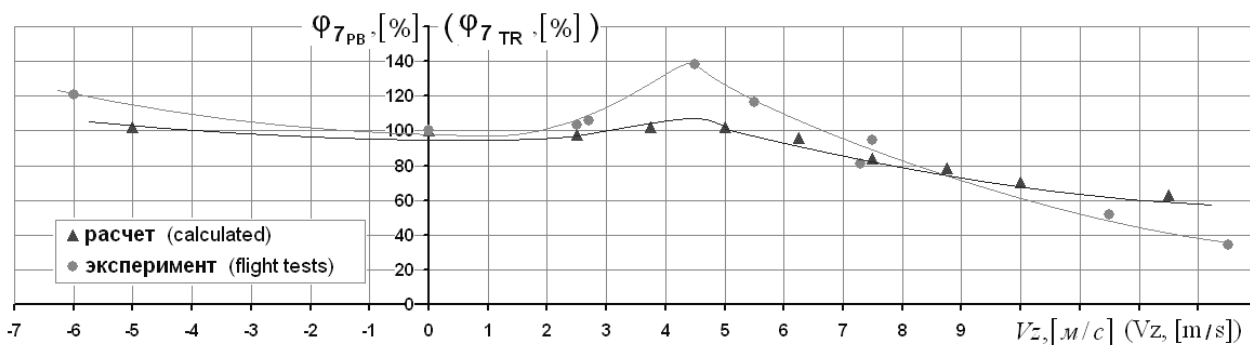


Рис. 10. Сравнение результатов расчета для модели комбинации НВ и РВ вертолета Ми-171 и летного эксперимента, проведенного для вертолета Ми-8Т [10]

Fig 10. Compare of calculation results for MR and TR combination of Mi-171 helicopter and flight test for Mi-8 [10]

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На базе нелинейной лопастной вихревой модели винта со свободным диффундирующим вихревым следом проведены расчет аэродинамических характеристик РВ вертолета Ми-171 на режиме висения в условиях бокового ветра слева и справа ($\beta_H = -90^\circ; +90^\circ$, $\alpha_H = 0^\circ$; $V_z = -15 \div 15$ м/с) с учетом индуктивного воздействия вихревого следа НВ.

Определены необходимые (балансирующие) углы установки РВ для случаев изолированной работы РВ и РВ с учетом индуктивного влияния вихревого следа НВ.

Установлено, что аэродинамические характеристики и условия обтекания РВ на части рассмотренных режимов существенно зависят от воздействия вихревого следа НВ.

Показано, что при боковом ветре справа, соответствующем углу скольжения $\beta_H = +90^\circ$ ($V_z = 0 \div 15$ м/с), когда РВ работает на положительных углах атаки, индуктивное влияние вихревого следа НВ существенно влияет на обтекание РВ, находящегося на режимах «вихревого кольца».

Установлено, что область режимов вихревого кольца РВ в этом случае смещается на меньшие скорости V_z под воздействием вихревого следа НВ по сравнению с изолированным РВ. Для изолированного РВ пик режима «вихревого кольца» наблюдается при $V_z = 12,5$ м/с, когда потребный (балансировочный) угол установки РВ максимален. Для РВ с учетом вихревого следа НВ пиковый режим «вихревого кольца» и максимальный потребный (балансировочный) угол установки РВ ($\varphi_{7РВ} = 13^\circ$) наблюдается при $V_z = 4 \div 5$ м/с.

Проведено сопоставление полученных результатов с данными летного эксперимента ЛИИ, показавшее удовлетворительное совпадение.

Установленные особенности изменения аэродинамических характеристик РВ при малых скоростях бокового ветра справа нуждаются в более подробных теоретических и экспериментальных исследованиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Шибяев 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. Бутов В.П.** Структура, геометрия и интенсивность спутного вихревого следа несущих винтов одновинтовых и соосных вертолетов в реальных условиях полета // *Труды IV форума Российского вертолетного общества*. М., 2000. Т. I. С. 19–34.
- 3. Шайдаков В.И., Игнаткин Ю.М.** Методы расчета индуктивных скоростей за пределами диска несущего винта вертолета на базе приближенной модели вихревого следа // *Аэродинамика крыла и корпуса летательного аппарата*. М.: МАИ, 1982. 60 с.
- 4.** Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, Б.С. Гревцов, А.И. Шомов // *Вестник МАИ*. 2009. Т. 16, № 5. С. 24–31.
- 5. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Численное моделирование прикладных задач аэродинамики вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта [Электронный ресурс] // *Труды МАИ*. 2016. № 87. С. 28. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=65636> (дата обращения 01.10.2016).
- 6. Зозуля В.Б., Иванов Ю.П.** Практическая аэродинамика вертолета Ми-8: учебное пособие. М.: Машиностроение, 1977. 152 с.
- 7. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Интерференция несущего и рулевого винтов вертолета при полете со скольжением [Электронный ресурс] // *Труды МАИ*. 2015. № 82. С. 23. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58605> (дата обращения 01.10.2016)
- 8. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Численное исследование аэродинамической интерференции несущего и рулевого винтов вертолета на особых режимах полета // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2014. № 200. С. 47–54.
- 9. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.** Численное моделирование интерференции несущего и рулевого винтов вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2016. № 1. С. 41–47.
- 10. Володко А.М.** Безопасность полета вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 222 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Игнаткин Юрий Михайлович, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой МАИ, k102@mai.ru.

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

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

Ивчин Валерий Андреевич, кандидат технических наук, начальник отдела АО «МВЗ им. М.Л. Миля», vivchin@mi-helicopter.ru.

COMPUTATIONAL STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF SINGLE-ROTOR HELICOPTER TAIL ROTOR UNDER THE INFLUENCE OF VORTICAL WAKE OF MAIN ROTOR AT THE HOVER WITH CROSSWIND

Yuri M. Ignatkin¹, Pavel V. Makeev¹, Alexander I. Shomov¹, Valery A Ivchin²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

²Mil Moscow Helicopter Plant, Tomilino, Moscow Region, Russia

ABSTRACT

For single-rotor helicopters there are special flight modes, when tail rotor (TR) is under significant inductive influence of vortical wake of main rotor (MR). Inductive influence of vortical wake of MR can provoke essential changes in flowing of TR and its aerodynamic characteristics comparing to isolated rotor. In this case increase of tail rotor pitch, necessary for helicopter controlling, is possible.

The article contains computational modelling of TR work with vortical wake of MR at the example of MIL Mi-171 helicopter. The modelling has been made on the base of non-linear blade (free wake) vortical model of rotor, produced at Helicopter Design Department of MAI.

Helicopter hovering modes with crosswind of various intensity V_z was considered. Thrust-time relationship for isolated TR and TR with vortical wake of MR for equal flight modes was obtained. Flow around the rotors was analyzed, its vortical wake was considered.

The results make it possible to clarify the peculiarities of TR work on considered modes and MR influence on its work. It was found out that vortical wake of MR has a more significant impact on TR work with crosswind on the right, when TR falls into vortex ring state mode. Inductive influence of vortical wake of MR leads to vortex ring state mode for TR on lower speeds ($V_z \approx 5$ m/s) than in case of isolated work of TR ($V_z \approx 12,5$ m/s). In that case, the required tail rotor pitch has increased by 13% for $V_z = 5$ m/s. The results of modelling and flight tests led to good agreement.

Key words: helicopter, main rotor, tail rotor, hover with crosswind, aerodynamic interference, aerodynamic characteristics.

REFERENCES

1. **Shibaev V., Favorova T., Apollonov D.** *Trenirovki pilotov v rasshirennoj oblasti parametrov dvizhenija vozdushnogo sudna kak zalog bezopasnosti poletov* [Training of pilots in the extended area of motion parameters of the aircraft as a guarantee of safety]. *Ajerokosmicheskij kur'er* [Aerospace courier], 2011, no. 5, pp. 48–49. (in Russian)

2. **Butov V.P.** *Struktura, Geometrija i intensivnost' sputnogo vihrevogo sleda nesushhih vintov odnovin-tovyh i soosnyh vertoletov v real'nyh uslovijah poleta* [Structure, geometry and intensity of wake vortex of helicopter rotor in real flight conditions]. *Materialy 4-go foruma Rossijskogo vertoletnogo obshhestva*. Moscow, 2000, issue 1, pp. 19–34. (in Russian)

3. Shajdakov V.I., Ignatkin Y.M. *Metody rascheta induktivnykh skorostei za predelami diska nesushchego vinta vertoleta na baze priblizhennoi modeli vikhrevogo sleda* [Methods for calculating the inductive velocities outside of helicopter rotor on the basis of an approximate model of wake vortex]. *Ajerdinamika kryla i korpusa letatel'nogo apparata* [Aerodynamic of aircrafts wing and fuselage]. Sbornik statei, MAI publ. 1980, 60 p. (in Russian)

4. Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Nelineinaya lopastnaya vikhrevaya teoriya vinta i ee prilozheniya dlya rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik nesushchikh i rulevykh vintov vertoleta* [Nonlinear blade vortex theory of rotor and its applied for calculation of aerodynamic characteristics of helicopter rotor]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24–31. (in Russian)

5. Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Chislennoe modelirovanie prikladnykh zadach ajerdinamiki vertoleta na baze nelineinoj lopastnoj vikhrevoj modeli vinta* [Computational modeling of applied tasks of helicopter aerodynamics based on non-linear vortex model of a rotor]. *Trudy MAI*, 2016, no. 87. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=65636> (accessed 01.10.2016). (in Russian)

6. Zozulya V.B., Ivanov Y.P. *Prakticheskaja ajerdinamika vertoleta Mi-8* [Practical aerodynamic of Mi-8 helicopter]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1977, 152 p.

7. Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Interferenciya nesushhego i rulevogo vintov vertoleta pri polete so skol'zheniem* [Aerodynamic interference of helicopters main and tail rotor at horizontal yawed flight]. *Trudy MAI*, 2015, no. 82. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58605> (accessed 01.10.2016). (in Russian)

8. Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Chislennoe issledovanie aerodinamicheskoi interferentsii nesushchego i rulevogo vintov vertoleta na osobykh rezhimakh poleta* [Computational modeling of aerodynamic interference of helicopter main and tail rotors at the special flight regimes]. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA* [Scientific bulletin of MSTUCA]. Moscow. 2014. no. 200, pp. 47–54. (in Russian)

9. Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Chislennoe modelirovanie interferentsii nesushchego i rulevogo vintov vertoleta na baze nelineinoi lopastnoi vikhrevoi modeli*. [Computational modeling of interference of helicopter main and tail rotors on the base of non-linear blade vortex model]. *Izvestija vysshih uchebnykh zavedenij. Aviacionnaja tehnika*. [Russian Aeronautics], 2016, no. 1. pp. 41–47. (in Russian)

10. Volodko A.M. *Bezopasnost' poleta vertoletov* [Helicopter flight safety]. Moscow. Transport publ., 1981, 225 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Ignatkin Yuriy Mirhailovich, PhD, Associate Professor, Head of Chair of Moscow Aviation Institute, k102@mai.ru.

Makeev Pavel Vyacheslavovich, PhD, Assistant Professor of Moscow Aviation Institute, vaultcity13@gmail.com.

Shomov Alexander Ivanovich, PhD, Assistant Professor of Moscow Aviation Institutes, shomov_aleksandr@mail.ru.

Ivchin Valerii Andreevich, PhD, Head of Division of Mil Moscow Helicopter Plant, vivchin@mi-helicopter.ru.