

Численное моделирование обтекания вертолѐта одновинтовой схемы при его перемещении вправо

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Эффективность современного вертолѐта во многом определяется его маневренными характеристиками при движении вбок. Однако скорость перемещения вертолѐта одновинтовой схемы вправо при левом вращении несущего винта ограничена возможностью попадания рулевого винта (РВ) в режим вихревого кольца (ВК). Режим вихревого кольца винта возникает при работе в потоке, направленном противоположно направлению отбрасывания воздуха винтом, и характеризуется падением тяги винта и возрастанием пульсаций его аэродинамических характеристик. Попадание РВ вертолѐта в режим ВК является опасным, потому что сопровождается самопроизвольным разворотом вертолѐта влево. Поэтому для определения маневренных характеристик существующих и проектируемых вертолѐтов необходимо провести исследование условий возникновения рассматриваемого режима в численном эксперименте. В частности, определение наилучшего варианта взаимного расположения РВ и киля вертолѐта, а также направления вращения РВ требует исследования аэродинамических характеристик компоновки вертолѐта, в том числе при движении правым боком.

Численное моделирование течения около вертолѐтной компоновки проводят с помощью вычислительных методов различной степени сложности и математических моделей, включающих в себя компоновки различного состава. В частности, для исследования режима ВК вертолѐтных винтов в работе [1] использована вихревая теория винта, расчѐты проведены для изолированного винта и комбинации несущих винтов. В работе [2] при исследовании режима ВК изолированного винта применѐн сеточный метод решения уравнений Эйлера [3]. В [4] режим ВК изолированного винта рассмотрен с учѐтом аэродинамической кривки лопастей, при этом проведено сравнение указанных выше методов из работ [1, 3].

Широкое применение в аэродинамике вертолѐта получил метод дискретных вихрей [5]. Исследование режима вихревого кольца винтов с помощью указанного метода проводят с 70-х годов XX столетия [6, 7]. В монографии [8] изложены вопросы применения метода дискретных вихрей для моделирования вертолѐтных винтов, в том числе результаты моделирования режима ВК для изолированного винта и для комбинации несущего и рулевого винтов. В работах [9, 10] рассмотрено взаимодействие винта и киля вертолѐта на осевых режимах обтекания, в том числе на режиме ВК.

На структуру течения вблизи рулевого винта и киля вертолѐта и, следовательно, на их аэродинамические характеристики значительное воздействие оказывает струя от несущего винта. В существующих работах такому влиянию уделяется недостаточное внимание. Моделирование аэродинамического взаимодействия рулевого винта и киля вертолѐта в присутствии струи от несущего винта методом дискретных вихрей проведено в работе [11], но ограниченные возможности вычислительной техники того времени не позволили получить достаточно разносторонние и достоверные результаты. Дальнейшие

исследования [12] показали также необходимость применения специальных способов регуляризации расчёта скоростей в ближнем вихревом следе несущих поверхностей при моделировании указанных режимов полёта.

Целью настоящей статьи является исследование в численном эксперименте зависимости тяги РВ вертолётa и суммарной поперечной силы РВ и киля от скорости движения правым боком с учетом взаимодействия НВ, РВ и киля. Анализируется влияние расположения РВ относительно киля, а также направления вращения РВ на его эффективность и на условия возникновения режима вихревого кольца.

Математическая модель обтекания компоновки вертолётa и метод исследования

В основе математической модели, используемой для исследования течения около компоновки вертолётa, лежат предположения, обычные для метода дискретных вихрей [13]. Компоновку вертолётa представляем набором жёстких несущих поверхностей, совершающих заданное пространственное движение. Воздух считаем невязким и несжимаемым. За пределами обтекаемых поверхностей и следа за ними поток является безвихревым. Это позволяет ввести потенциал скорости, для которого в указанной области выполняется уравнение Лапласа. Несущие поверхности представляем слоем диполей, на котором потенциал терпит скачок. След за обтекаемыми поверхностями моделируем вихревыми пеленами – поверхностями тангенциального разрыва скорости, на которых выполняется условие отсутствия разности давления с обеих сторон поверхности. Это условие приводит к представлению вихревой пелены как свободной поверхности, отдельные элементы которой, сохраняя величину скачка потенциала на себе, перемещаются с местной скоростью потока. Вблизи линии схода вихревой пелены с несущей поверхности выполняем условие Чаплыгина – Жуковского – Кутта о конечности скорости течения. Из этого условия находим величину скачка потенциала на элементе пелены, сходящем в поток в рассматриваемый момент времени.

Решение задач настоящего исследования связано с рассмотрением течения в зоне РВ на висении и при движении вертолётa правым боком. При этом можно считать влияние фюзеляжа, стабилизатора и крыла на аэродинамические характеристики РВ и киля малым в сравнении с взаимным влиянием РВ и киля и с влиянием струи от НВ. Поэтому в данной работе при численном моделировании использована комбинация, которая состоит из НВ, РВ и киля вертолётa (рис. 1).

Рассмотрены три варианта компоновки вертолётa:

- 1) РВ расположен справа от киля (толкающий винт) и вращается таким образом, что его нижняя лопасть движется назад ($\omega_p < 0$);
- 2) РВ расположен слева от киля (тянущий винт) и вращается таким образом, что его нижняя лопасть движется вперёд ($\omega_p > 0$);
- 3) РВ расположен справа от киля (толкающий винт) и вращается таким образом, что его нижняя лопасть движется вперёд ($\omega_p > 0$).

Несущий винт вертолётa состоит из пяти лопастей, рулевой – из трёх. Радиус НВ равняется $R_H=8,65$ м, максимальная хорда $b_H=0,58$ м, радиус втулочного сечения $r_{вт, H}=0,99$ м. Для РВ радиус $R_p=1,954$ м, хорда $b_p=0,27$ м, радиус втулочного сечения $r_{вт, p}=0,41$ м. Киль представляем плоской тонкой пластиной, размещённой на расстоянии 0,729 м от плоскости РВ и повернутой по

отношению к ней на угол 6° вокруг вертикальной оси. Все несущие поверхности моделируем как жёсткие. Полагаем, что лопасти вращаются с фиксированными угловыми скоростями вокруг осей вращения винтов. Обороты несущего винта составляют 240 об/мин, рулевого – 1096 об/мин. Вектор воздушной скорости вертолёта \vec{V} направлен вправо вдоль оси РВ. Угол установки лопастей НВ равняется $\varphi_H = 8,5^\circ$, лопастей РВ – $\varphi_P = 13^\circ$, что соответствует условиям балансировки вертолёта на висении.

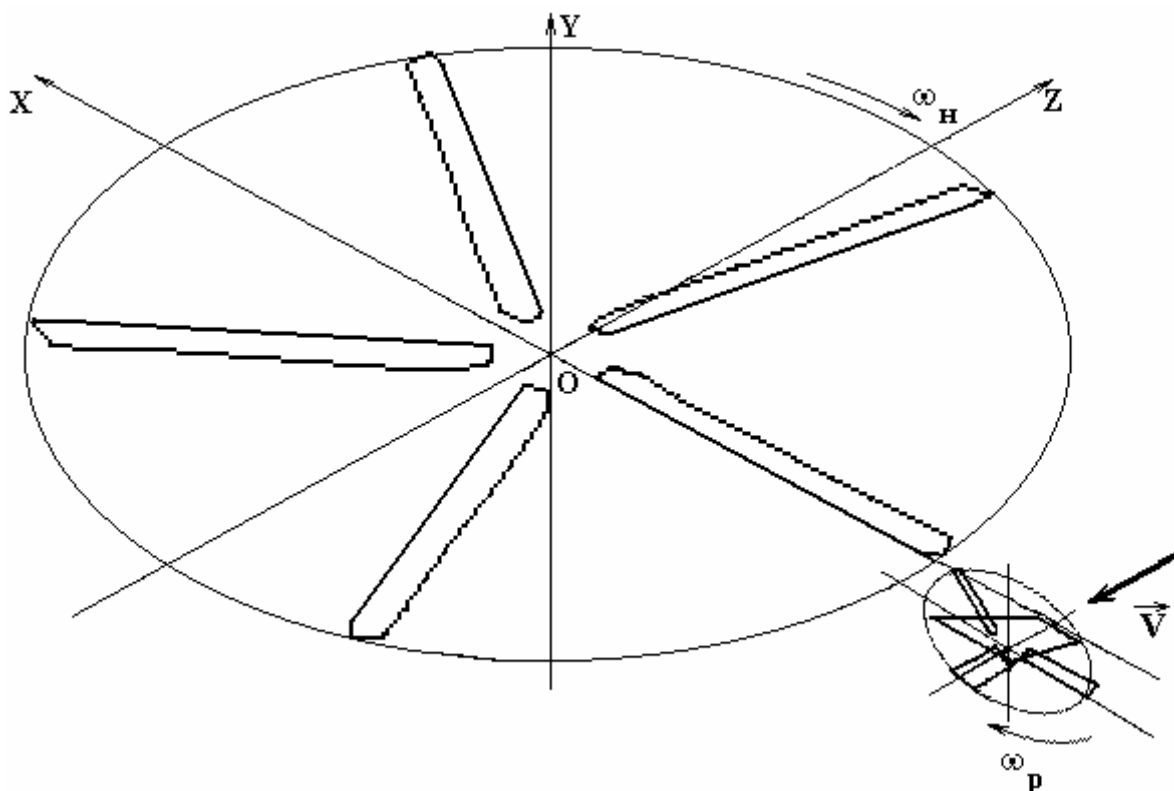


Рис. 1. Моделируемая комбинация

Для названных вариантов компоновки вертолёта рассчитываем величины коэффициента тяги РВ

$$C_{T_P} = - \frac{Z_P}{\rho \frac{(\omega_H R_H)^2}{2} F_H},$$

а также коэффициента суммарной поперечной силы РВ и киля

$$C_{Z_{P+K}} = \frac{Z_P + Z_K}{\rho \frac{(\omega_H R_H)^2}{2} F_H},$$

где Z_P, Z_K - поперечные силы РВ и киля; $F_H = \pi R_H^2$ – площадь, ометаемая несущим винтом; ρ - плотность воздуха. Поскольку величина $C_{Z_{P+K}}$ является отрицательной,

далее рассмотрен её модуль. Расчёты C_{T_p} и $|C_{z_{p+k}}|$ выполнены для скоростей полёта вертолёта вправо в диапазоне $V_z = 0...60$ км/ч.

Исследования проводим с помощью модифицированного метода дискретных вихрей [14] с замкнутыми вихревыми рамками. Используем программное обеспечение для компьютеров, разработанное В.А. Апаринным и В.А. Удовенко. Для моделирования применяем нелинейную нестационарную постановку задачи. Лопастей винтов и киль моделируем тонкими несущими поверхностями и разбиваем на ячейки, представляемые вихревыми рамками. Интенсивности рамок находим из условия непротекания, выполненного в контрольных точках, расположенных в каждой ячейке. Вихревые пелены сходят с задних кромок лопастей и со всех кромок килля. Шаг по времени соответствует повороту РВ на угол $\Delta\psi_p = 15^\circ$. Расчёт аэродинамических нагрузок на несущих поверхностях базируется на интеграле Коши – Лагранжа, причём градиент скачка потенциала на поверхностях вычисляем с помощью способа, основанного на формуле Гаусса – Остроградского для поверхности [15].

Выбор разбиения поверхностей и способа регуляризации вычисления скоростей

Одной из основных проблем, возникающих при расчёте аэродинамических характеристик винтов на исследуемых режимах работы, является регуляризация вычисления скоростей в ближнем вихревом следе винта. Как показано в [12], при моделировании обтекания винта потоком, направленным в сторону, противоположную направлению отбрасывания воздуха винтом, возникает ситуация, когда в ограниченном объёме пространства накапливается большое количество свободных вихрей. Это может привести к резкому нарастанию численной неустойчивости решения задачи, если не принять специальных мер по регуляризации вычисления скоростей, индуцированных данной системой вихрей. В названной работе рассмотрены такие способы регуляризации вычисления скорости, как увеличенный радиус вихря и введение искусственной диффузии вихревых отрезков пелены. В настоящем исследовании применяется описанная в [12] модель диффузии вихря с увеличением радиуса вихря в ходе расчётного времени.

Степень регулярности вычисления скорости в значительной мере определяется тем, насколько мелким является разбиение несущих поверхностей на вихревые ячейки. На рис. 2, а, б показаны зависимости осреднённых по времени величин тяги изолированного РВ от скорости перемещения вправо при разбиении каждой из его лопастей на 15 ячеек (5 по размаху, 3 по хорде), на 45 ячеек (9 по размаху, 5 по хорде) и на 162 ячейки (18 по размаху, 9 по хорде). Расчёты проведены с фиксированным радиусом вихря, равным $R_v = 0.04R_n$ для разбиения 5×3 и $R_v = 0.02R_n$ для разбиений 9×5 , 18×9 (рис. 2, а), а также с увеличивающимся радиусом вихря, соответствующим условному числу Рейнольдса $Re^* = 4,7 \cdot 10^3$ (рис. 2, б). При увеличении скорости перемещения тяга сначала растёт, а затем начинается её падение вследствие попадания винта в режим вихревого кольца, затем снова наблюдается рост тяги. Из графиков виден более регулярный характер поведения тяги винта для более мелких разбиений. При малых скоростях перемещения результаты расчётов близки друг к другу. Расчёты с увеличивающимся радиусом вихря демонстрируют более близкое

совпадение результатов для рассматриваемых разбиений лопастей, чем с фиксированным радиусом, что свидетельствует о большей эффективности данного способа регуляризации вычисления скоростей.

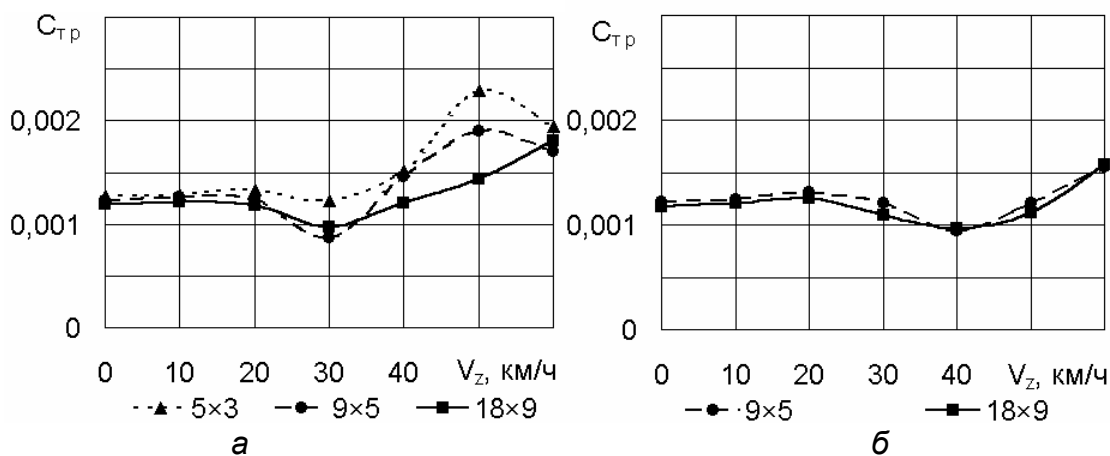


Рис. 2. Зависимость $C_{Tp}(V_z)$ для изолированного РВ при различных разбиениях лопастей РВ: а – фиксированный Re , б – увеличивающийся Re

В дальнейшем приведены результаты расчётов, выполненных при разбиении каждой лопасти НВ на 45 ячеек (9 по размаху и 5 по хорде), каждой лопасти РВ – на 162 ячейки (18 по размаху, 9 по хорде), киля – на 180 ячеек (18 в вертикальном, 10 в горизонтальном направлении). Применён увеличивающийся радиус вихря, соответствующий условному числу Рейнольдса $Re^* = 4,7 \cdot 10^3$.

Взаимное влияние рулевого винта и киля вертолёта без учёта струи от несущего винта

Рассмотрим вначале результаты численного моделирования для комбинации рулевого винта и киля вертолёта. На рис. 3, а, б показаны зависимости тяги РВ (рис. 3, а) и суммарной поперечной силы РВ и киля (рис. 3, б) от скорости перемещения вправо для комбинации РВ и киля, где линия 1 соответствует расположению РВ слева (тянущий винт), а линия 2 – справа от киля (толкающий винт). Для сравнения показана тяга изолированного РВ (линия 3). Из графиков (рис. 3, а) видно, что тяга тянущего и толкающего винтов при небольших скоростях перемещения близки друг к другу и превышают тягу изолированного РВ (на режиме висения – на 6% для толкающего, на 4% для тянущего винта). В присутствии киля падение тяги РВ в режиме ВК проявляется в большей степени, чем для изолированного винта. Для оценки эффективности РВ как средства компенсации реактивного момента НВ представляет интерес рассмотрение суммарной поперечной силы РВ и киля. Как показывают графики (рис. 3, б), влияние киля приводит к уменьшению суммарной поперечной силы по сравнению с изолированным РВ. Особенно заметно оно проявляется для тянущего винта, отбрасывающего воздух на киль. На режиме висения такое уменьшение составляет 24% для тянущего, 6% – для толкающего РВ. Однако при увеличении скорости перемещения вертолёта вправо для тянущего РВ, затенённого от набегающего потока килём, падение суммарной поперечной силы начинается при

больших значениях скорости и выражено в меньшей степени, чем для толкающего.

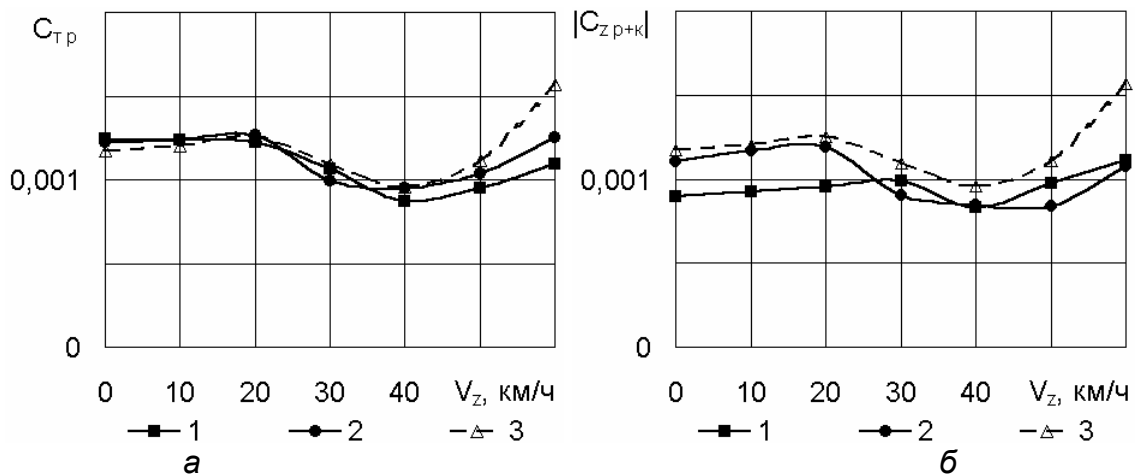


Рис. 3. Зависимости $C_{Tp}(V_z)$ (а) и $|C_{Zp+k}(V_z)|$ (б) для комбинации РВ и килля: 1 – РВ слева от килля, 2 – РВ справа от килля, 3 – тяга изолированного РВ

Влияние струи от несущего винта на обтекание рулевого винта и килля

На рис. 4, а, б показаны зависимости величин C_{Tp} и $|C_{Tp+k}|$ соответственно от скорости перемещения вправо для компоновок 1 и 3, содержащих толкающий РВ, в сравнении с соответствующими величинами для компоновки РВ и килля. Рис. 5, а, б позволяет провести такое же сравнение для компоновки 2, в которой РВ тянущий.

Можно видеть, что для компоновки 3, в которой лопасть РВ движется навстречу струе от НВ и обтекается с большими местными углами атаки, чем при отсутствии НВ, тяга РВ и суммарная поперечная сила превышают соответствующие значения для компоновки 1, для которой углы атаки на лопасти РВ меньше, чем без НВ. На режиме висения тяга РВ компоновки 3 на 8% больше, а компоновки 1 – на 6% меньше, чем при отсутствии НВ. Для суммарной поперечной силы эти цифры составляют 12 и 1%. Здесь сказывается воздействие струи от НВ на киль, направленное влево. Характер поведения исследуемых величин при увеличении скорости перемещения и условия наступления режима вихревого кольца для компоновок 1 и 3 примерно одинаковы. Падение тяги и суммарной поперечной силы при воздействии НВ менее выражено, чем без него. Это обусловлено тем, что струя от НВ сносит часть вихрей от РВ из зоны работы винта. По сравнению с максимумом, достигаемым при начальном увеличении скорости, наибольшее падение тяги РВ составляет: для компоновки 1 – 11%, для компоновки 3 – 17%, при отсутствии НВ – 25%, суммарной поперечной силы – соответственно 17, 18 и 30%.

Для компоновки 2 наблюдаются те же проявления влияния струи от НВ. Здесь происходит увеличение тяги РВ и суммарной поперечной силы при наличии НВ, обусловленное ростом местных углов атаки для лопасти, движущейся навстречу струе от НВ. Последствия режима вихревого кольца для данной компоновки наименее выражены, поскольку РВ закрыт от набегающего потока килем. Падение тяги РВ для компоновки 2 на режиме вихревого кольца

составляет 7%, суммарной поперечной силы – 5%. Для комбинации РВ и киля эти величины составляют 29 и 16%.

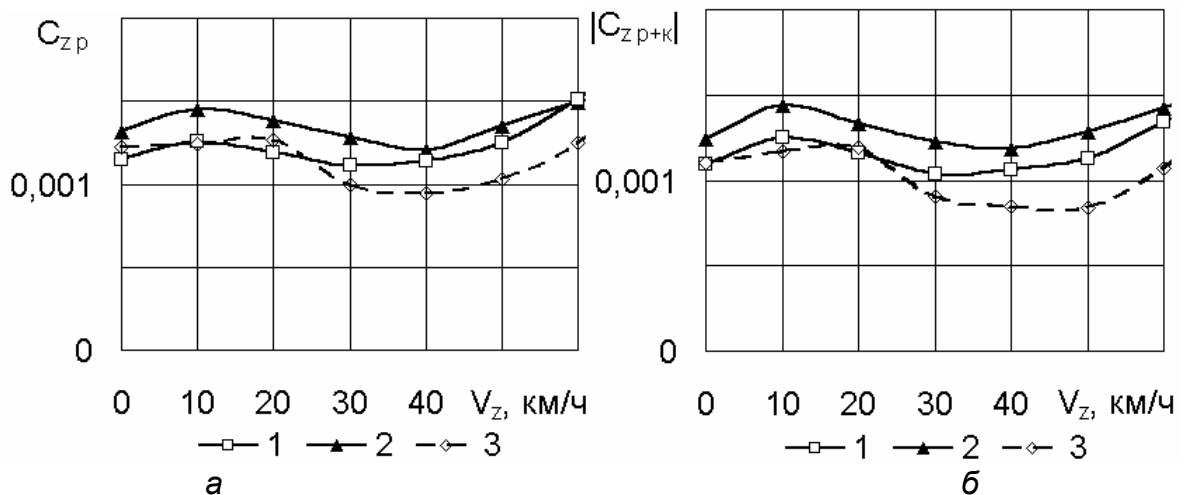


Рис. 4. Зависимости $C_{T_p}(V_z)$ (а) и $|C_{z_{p+k}}(V_z)|$ для компонок с толкающим РВ: 1 – компоновка 1; 2 – компоновка 3; 3 – комбинация РВ и киля (РВ справа)

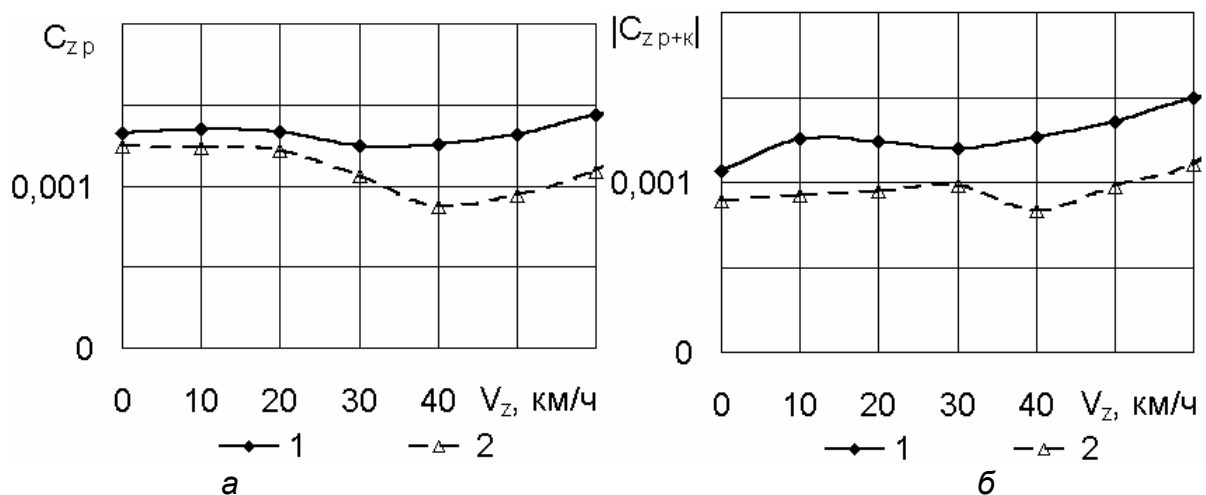


Рис. 5. Зависимости $C_{T_p}(V_z)$ (а) и $|C_{z_{p+k}}(V_z)|$ для компонок с тянущим РВ: 1 – компоновка 2; 2 – комбинация РВ и киля (РВ слева)

Рис. 6, а, б позволяет сопоставить графики исследуемых величин для компонок 1, 2, 3. Величина суммарной поперечной силы для компоновки 3 при небольших скоростях перемещения превосходит соответствующие величины для остальных компонок. Для компоновки 1 она меньше вследствие меньших местных углов атаки на лопасти, движущейся в направлении струи от НВ (на висении – на 12%), для компоновки 2 – из-за меньшей эффективности тянущего винта (на 14% при $V_z=0$). При этом для компоновки 2 уменьшение суммарной поперечной силы происходит прежде всего за счёт киля, значения тяги самого винта на висении для компонок 2 и 3 примерно равны. Для компоновки 1 решающую роль в уменьшении $|C_{z_{p+k}}|$ играет снижение C_{T_p} , на висении тяга РВ на 13% меньше, чем для компоновки 3. Графики позволяют также видеть менее выраженное проявление режима вихревого кольца для компоновки 2.

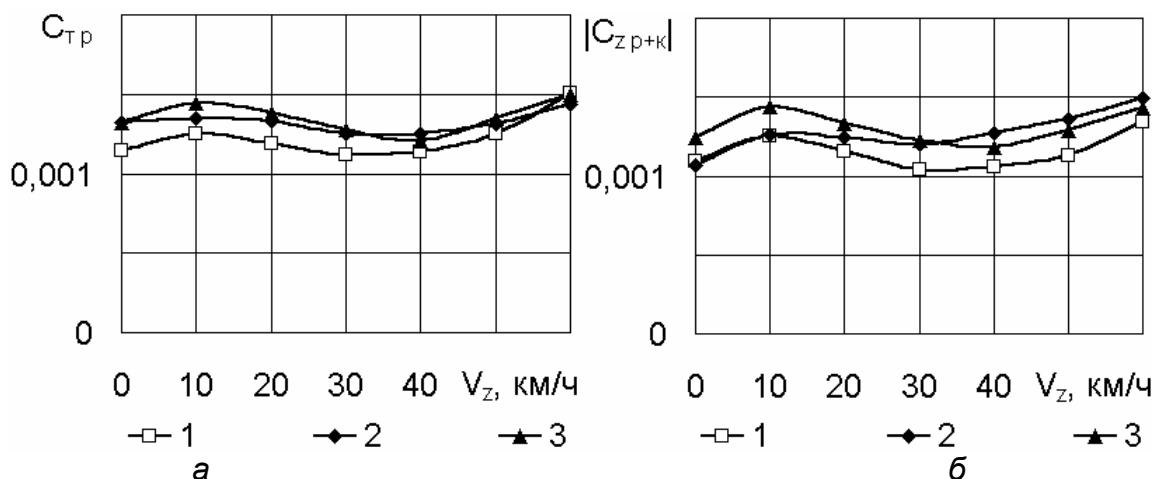


Рис. 6. Зависимости $C_{T_p}(V_z)$ (а) и $|C_{z_{p+k}}(V_z)|$ для компонок НВ, РВ и кия: 1 – компоновка 1; 2 – компоновка 2; 3 – компоновка 3

Выводы

1. Описанная математическая модель обтекания компоновки, включающей в себя несущий, рулевой винт и киль вертолёта, позволяет проводить расчёты аэродинамических характеристик указанных элементов компоновки и исследовать их взаимное аэродинамическое влияние. В частности, возможно проведение численного моделирования обтекания указанной компоновки на режиме перемещения вправо в целях выяснения условий возникновения режима вихревого кольца рулевого винта.

2. На режимах висения и перемещения вправо влияние кия приводит к уменьшению суммарной поперечной силы РВ и кия по сравнению с изолированным РВ, особенно для тянущего РВ. Однако для тянущего РВ с ростом скорости перемещения вправо режим вихревого кольца наступает позже и выражен в меньшей степени, чем для толкающего.

3. Влияние струи от несущего винта приводит к увеличению суммарной поперечной силы РВ и кия вследствие воздействия на киль. Для винта, лопасть которого, находящаяся в зоне интенсивного влияния НВ, движется навстречу струе от НВ, влияние НВ приводит к увеличению тяги РВ. В случае противоположного направления вращения РВ его тяга уменьшается.

4. В присутствии струи от несущего винта режим вихревого кольца РВ выражен слабее, чем без неё, особенно для тянущего винта.

5. В дальнейшем для более достоверного и всестороннего исследования аэродинамических характеристик вертолёта на различных режимах полёта целесообразно построить более полные математические модели и провести расчёты обтекания компоновок, включающих различные элементы: фюзеляж, крыло, горизонтальное оперение и т.д.

Список литературы

1. Leishman J.G., Bhagwat M.J., Ananthan S. Free-Vortex Wake Predictions of the Vortex Ring State for Single-Rotor and Multi-Rotor Configurations // American

Helicopter Society 58th Annual Forum. Montreal, Quebec, Canada, June 11-13, 2002. – 30 p.

2. Newman S., Brown R., Perry J., Lewis S., Orchard M., Modha A.. Predicting the Onset of Wake Breakdown for Rotors in Descending Flight // J. Amer. Helicopt. Soc. – 2003. – Vol. 48. – No. 1. – P. 28 – 38.

3. Brown R. E. Rotor Wake Modeling for Flight Dynamic Simulation of Helicopters // AIAA Journal. – 2000. – Vol. 38. – No. 1. – P. 57–63.

4. Brown R.E., Leishman J.G., Newman S.J., Perry F.J. Blade Twist Effects on Rotor Behaviour in the Vortex Ring State // 28th European Rotorcraft Forum. Marriott Hotel, Bristol, UK, September 17-20, 2002. – 14 p.

5. Белоцерковский С.М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

6. Белоцерковский С.М., Васин В.А., Локтев Б.Е. К математическому нелинейному моделированию нестационарного обтекания несущего винта // ДАН СССР. – 1978. – Т. 240. – № 6. – С. 1320 – 1323.

7. Локтев Б.Е., Онушкин Ю.П. К изучению особых режимов работы воздушного винта вертолёта // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1979. – Вып. 1309. – С. 68 – 78.

8. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Э., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов. - М.: Машиностроение, 1992. - 224 с.

9. Крицкий Б.С., Полуяхтов В.А. Численное моделирование взаимного влияния вертолётного рулевого винта и килья // 5-й форум Российского вертолетного общества (Чтения, посвященные памяти академика Б.Н. Юрьева). Москва, МАИ, 20 – 21 февраля 2002 года. – 10 с.

10. Полуяхтов В.А., Смолянский Д.А. Интерференция вертолётного рулевого винта и килья // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Тез. докл. Междунар. научно-техн. конф., посвящённой 80-летию гражданской авиации России, Москва, 17 – 18 апреля 2003. – М.: Изд-во МГТУ ГА, 2003. – С. 29.

11. Гладышев А.І., Ковтонюк І.Б. Дослідження режиму вихрового кільця рульового гвинта вертольота одновинтової схеми // Збірник наукових праць ХІЛ ВПС. – Харків, 1999. – Вип. 2(6). – С. 97 – 103.

12. Гладышев А.И., Удовенко В.А. Численное моделирование обтекания вертолётного винта методом дискретных вихрей с учётом диффузии вихрей в ближнем вихревом следе // Вестник Харьк. нац. ун-та. – 2003. – № 605. Сер. "Математическое моделирование. Информационные технологии. Автоматизированные системы управления". – Вып. 2. – С. 15 – 23.

13. Лифанов И.К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент (в математической физике, аэродинамике, теории упругости и дифракции волн). – М.: ТОО «Янус», 1995. – 520 с.

14. Апаринов В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1986. – Вып. 1313. – С. 424 – 432.

15. Балакирев А.Н., Гладышев А.И., Удовенко В.А. Сравнение различных способов определения аэродинамических нагрузок в методе дискретных вихрей // Труды X Международного симпозиума "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики". – Херсон, 2001. – С. 47 – 51.