

Моделирования режима «вихревого кольца» несущего винта вертолета на базе нелинейной вихревой модели и методов CFD

Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, А.И. Шомов, С.Г. Константинов

Работа посвящена исследованию режима вихревого кольца несущего винта вертолета одновинтовой схемы при вертикальном снижении методами численного моделирования. Используются два современных подхода к расчету аэродинамических характеристик винта: на основе нелинейной лопастной вихревой модели и методами вычислительной гидродинамики (CFD). Представлены результаты расчетов несущего винта при вертикальном снижении вертолета в области режима «вихревого кольца». Рассмотрены особенности обтекания, рассчитаны аэродинамические характеристики винта. Получена совокупность признаков, позволяющих определять опасную область «вихревого кольца» для несущего винта вертолета. Приведен сравнительный анализ результатов, полученных двумя методами расчета, а так же их сравнение с данными экспериментов.

Ключевые слова: несущий винт, численные методы аэродинамики, методы CFD, нелинейная вихревая модель, вертикальное снижение, режим «вихревого кольца», аэродинамические характеристики.

Введение.

Задача исследования и анализа поведения несущего винта вертолета на режиме крутого снижения с небольшими скоростями, включая режим вихревого кольца, крайне актуальна для обеспечения безопасности и управляемости полета вертолета.

До практического применения вычислительной техники режимы «вихревого кольца» рассчитывались на основе результатов экспериментальных исследований.

Такие исследования, как правило, требуют дорогостоящих и сложных экспериментов, а также небезопасных летных испытаний.

Развитие вычислительной техники в последние годы позволяет реализовывать на практике численные модели, способные достаточно точно отражать реальные физические процессы, протекающие на этом режиме. Применение таких моделей позволяет более эффективно и точно решать задачи моделирования аэродинамики несущей системы

вертолета на сложных, ранее недоступных режимах, а так же существенно снижать расходы при проведении аэродинамического проектирования несущей системы вертолета конструкторскими бюро отрасли.

В качестве объекта исследования выбран несущий винт вертолета одновинтовой схемы.

Задача решается с помощью нелинейной лопастной вихревой модели винта вертолета со свободным диффундирующим вихревым следом и ее программной реализации, разработанными на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ [8-11], а так же зарубежного пакета вычислительной гидродинамики (CFD) ANSYS FLUENT, настроенного на расчет аэродинамических характеристик несущего винта вертолета на режимах осевого обтекания [12].

Режим «вихревого кольца» несущего винта вертолета.

Режим «вихревого кольца» на несущем винте вертолета возникает при его крутом снижении с небольшими скоростями. Скорость потока, отбрасываемого винтом в этом случае становится соизмерима со скоростью потока, набегающего на винт. Свободный вихревой след не отходит от плоскости диска винта, совершая вблизи плоскости диска циркуляционные движения и образуя вихревую структуру похожую на вихревое кольцо (см. рис. 1).

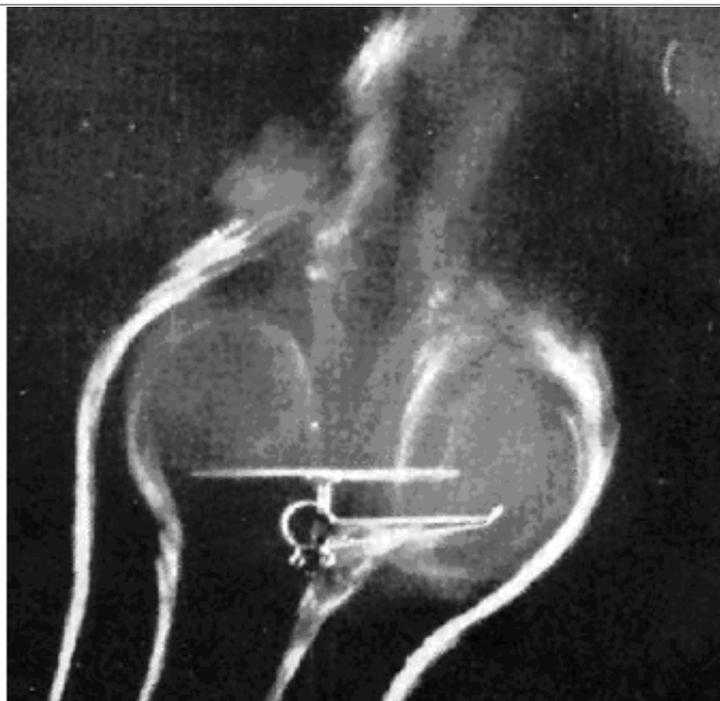


Рис. 1. Визуализация обтекания несущего винта вертолета с помощью дыма [15].

Расчетные и экспериментальные исследования показывают, что вихревой след на данных режимах отличается крайней сложностью [4-7, 15-21]. Не только внешнее вихревое кольцо, образуемое за счет сворачивания вихревого следа, сходящего с концевой части лопасти определяет обтекание винта. Наряду с внешним кольцом образуется внутреннее вихревое кольцо, из свободных вихрей, сходящих с комлевой части лопасти. Взаимодействие этих двух вихревых колец, вместе с образованием вторичных циркуляционных зон, дискретность свободного вихревого следа, маховое движение лопастей, диффузия следа в сильно турбулизированном потоке – эти и другие факторы определяют картину обтекания винта, и изменение по времени аэродинамических характеристик винта на режиме «вихревого кольца».

В результатах летных испытаний вертолета, а так же модельных экспериментов [1, 5-7, 13, 15, 19-21] на режиме вихревого кольца наблюдаются:

- пульсации силы тяги винта;
- колебания частоты вращения винта за счет изменения по времени крутящего момента;
- самопроизвольные броски по курсу, крену и тангажу;
- увеличение расходов управления по всем каналам, включая высотные;
- повышенная тряска вертолета с непостоянной частотой;
- качание конуса, образованного лопастями с изменением по времени сил и моментов на винте.

Результаты экспериментальных исследований режимов вихревого кольца, обычно представляются зависимостью средней относительной индуктивной скорости в плоскости диска винта $\tilde{v}_y = \bar{v}_y / \bar{v}_{yв}$ от относительной скорости полета $\tilde{V} = \bar{V} / \bar{v}_{yв}$ для различных углов атаки винта α_H , где $\bar{v}_{yв} = 0.5\sqrt{c_T}$ - относительная (отнесенная к окружной скорости вращения лопастей ωR) величина индуктивной скорости на режиме висения, вычисленная по теории идеального винта.

На рис. 19 представлены результаты экспериментальных исследований, представленные в работах различных авторов при вертикальном снижении вертолета для угла атаки винта $\alpha_H = 90^\circ$ [1, 7, 17, 19-21].

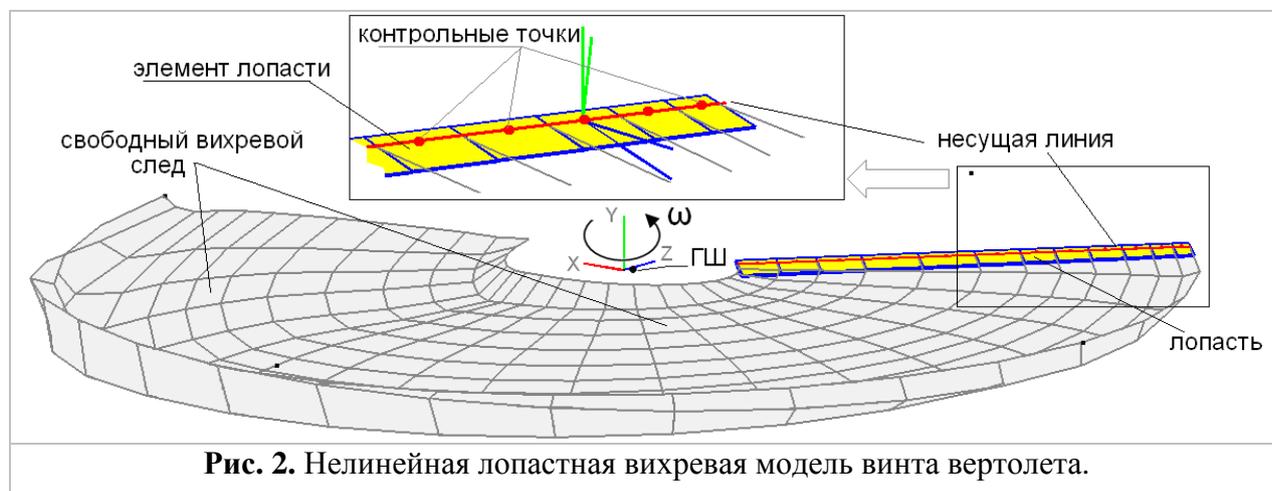
Значения относительных скоростей \tilde{v}_y при фиксированной величине \tilde{V}_y , полученные для конкретных винтов с заданными характеристиками, имеют существенный разброс экспериментальных точек, поэтому они представляются не одной кривой, а областью. Это связано, с одной стороны, с различной геометрией винтов а, с другой стороны, с колебаниями тяги и мощности винта за счет неустойчивости обтекания. Кроме того,

характер обтекания лопастей винта на режиме вихревого кольца в значительной степени определяется силами вязкости воздушной среды, зависящими от степени начальной турбулентности среды, которые различны в трубных экспериментах и в летных испытаниях, а так же зависят от чисел Re .

Перечисленные выше обстоятельства говорят о необходимости проведения численных исследований режимов «вихревого кольца» для конкретных винтов с заданными геометрическими характеристиками при рабочих значениях коэффициентов силы тяги и рабочих значениях числа Re .

Численное моделирование аэродинамики винта на основе нелинейной лопастная вихревая модели винта.

В основе данного метода численного моделирования лежит нелинейная лопастная вихревая модель винта [8, 10], в которой каждая лопасть представляется, в соответствии с теорией несущей линии, присоединенным вихрем, расположенным на четверти хорды (рис. 2). Лопасть винта моделируется набором плоских четырехугольных площадок (элементов). Втулка винта имеет горизонтальные шарниры (ГШ), относительно которых лопасть, как жесткая балка, совершает маховые движения.



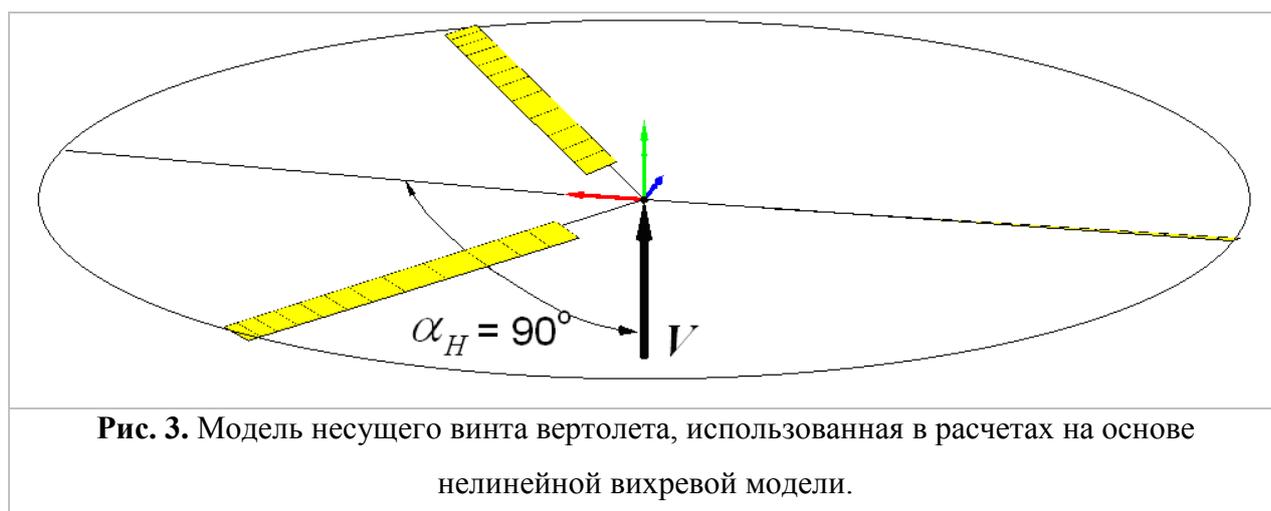
При вращении винта от лопасти отходит система продольных и поперечных вихрей, образующих свободную вихревую пелену (рис. 3), которая представляет собой сетку, состоящую из вихревых четырехугольников.

При расчете аэродинамических характеристик винта используется гипотеза плоских сечений. Аэродинамические характеристики профилей определяются на основе данных экспериментальных продувок при соответствующих значениях чисел Re и M .

Особенностью используемой вихревой модели является представление вихревых отрезков пелены в виде диффундирующих вихревых линий. Учет диффузии вихрей позволяет более точно моделировать физические процессы, происходящие в вихревой пелене, и избегать математических особенностей, приводящих к быстрому разрушению сетки.

Для нахождения деформации свободной вихревой пелены, отходящей от лопастей НВ, находятся индуктивные скорости в каждой расчетной точке пелены от всей системы вихрей в каждый момент времени. В результате в процессе расчета за винтом по шагам выстраивается пространственный нелинейный вихревой след.

На рис. 3 представлена геометрическая модель трехлопастного несущего винта, использованная в расчетах. Лопасть несущего винта моделировалась 12 элементами по радиусу. Расчетный шаг винта по азимуту составлял $\Delta\psi = 12^\circ$. Характеристики несущего винта: $k_L = 3$; $R = 7,25$ м.; $\sigma = 0,0527$; $\omega R = 187$ м/с; $\Delta\varphi_s = -6^\circ$; профиль $NACA\ 230-12M$.



Расчеты проводились на персональном компьютере, оснащенном процессором Intel Core i7 с четырьмя ядрами, работающими с тактовой частотой 3400 МГц каждое. При загрузке одного процессорного ядра время расчета для одного режима работы винта с выстраиванием вихревого следа для числа оборотов винта $n = 18$ составляло приблизительно 16 часов. Таким образом, при задействовании всех четырех ядер за 16 часов параллельно возможен расчет до четырех различных режима работы одновременно.

Результаты расчета аэродинамических характеристик несущего винта на базе нелинейной вихревой модели.

Расчеты проводились в диапазоне значений скоростей вертикального снижения винта $V_y = 0..20$ м/с с шагом 1 м/с при угле атаки винта $\alpha_H = 90^\circ$. Значение угла установки лопастей

подбиралось таким образом, чтобы среднее значение коэффициента тяги несущего винта было постоянным для всех режимов ($c_T \approx 0,01$). Расчет проводился для $n = 18$ оборотов несущего винта.

Визуализация обтекания винта представлялась с помощью линий тока. Линии тока строились расчетным путем в плоскости перпендикулярной плоскости вращения винта по рассчитанному мгновенному полю скоростей в потоке, обтекающем винт в данный момент времени. Такая визуализация обтекания винта позволяет более четко выявить особенности обтекания характерные для данных режимов [9, 11].

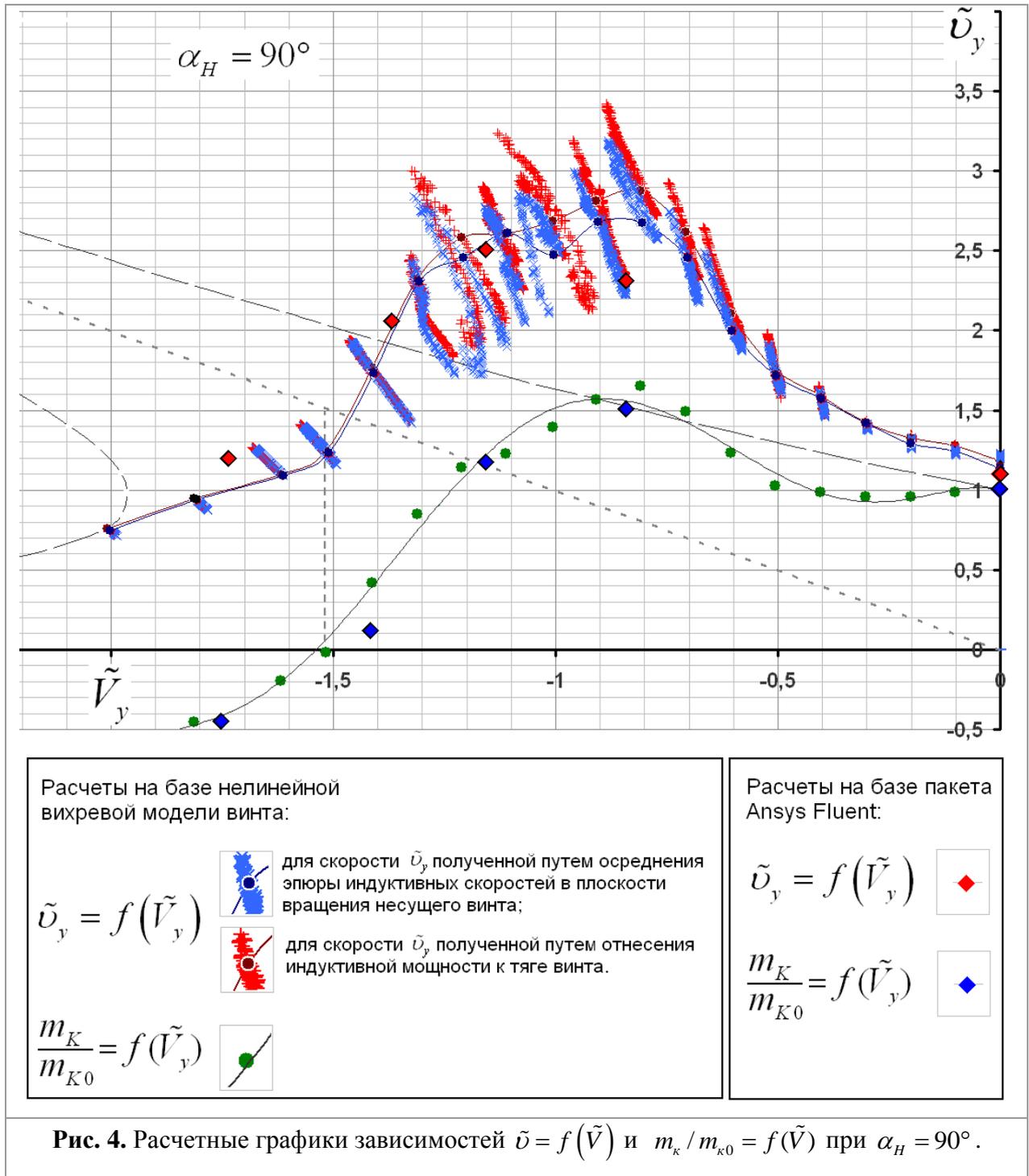
Аэродинамические характеристики представлены зависимостями: коэффициентов тяги и крутящего момента винта, а так же угла взмаха лопасти по времени (числу оборотов винта n) $c_T, m_K, \beta = f(n)$, зависимостью относительной индуктивной скорости от относительной скорости снижения $\tilde{v}_y = f(\tilde{V})$ и относительного коэффициента крутящего момента $m_K / m_{K0} = f(\tilde{V}_y)$, где m_{K0} - коэффициент крутящего момента на режиме висения. Индуктивная скорость v_y определялась двумя способами, через отнесение индуктивной мощности винта к его тяге (как это делается при обработке экспериментальных данных), а так же путем расчета средней индуктивной скорости в плоскости вращения лопастей винта из рассчитываемой эпюры индуктивных скоростей.

На рис. 4 приведены расчетные зависимости $\tilde{v}_y = f(\tilde{V}_y)$ для $\alpha_H = 90^\circ$. Из приведенных графиков видно, что на каждом режиме (при заданных значениях угла установки φ_7° и скорости снижения V_y) зависимость $\tilde{v}_y = f(\tilde{V})$ не однозначна, и определяется рядом значений из-за пульсаций значений скорости v_y и величины коэффициента тяги c_T .

Таким образом, расчетная зависимость $\tilde{v}_y = f(\tilde{V})$ при $\alpha_H = \text{const}$ как и экспериментальная зависимость представляется не одной кривой, а областью значений. Круглыми сплошными точками представлены значения $\tilde{v}_y(\tilde{V})$, соответствующие заданному среднему значению коэффициента тяги $c_T \approx 0,01$.

Максимальное значение скорости \tilde{v}_y с учетом пульсаций наблюдается при $\tilde{V} \approx 0,9$ и составляет $\tilde{v}_y \approx 3,4$. Максимальное значение \tilde{v}_y при среднем значении тяги ($c_T \approx 0,01$) достигается при $\tilde{V} \approx 0,8$ и равно $\tilde{v}_y \approx 2,9$.

На рис. 4 так же нанесена кривая $m_K / m_{K0} = f(\tilde{V}_y)$ при $c_T \approx 0,01$. Из графика следует, что при увеличении скорости снижения прирост наибольший значения m_K достигает 65% при $V_y = 7 \dots 8$ м/с ($\tilde{V}_y \approx 0,8$). Далее коэффициент мощности m_K падает и достигает нуля, когда винт выходит на режим авторотации.

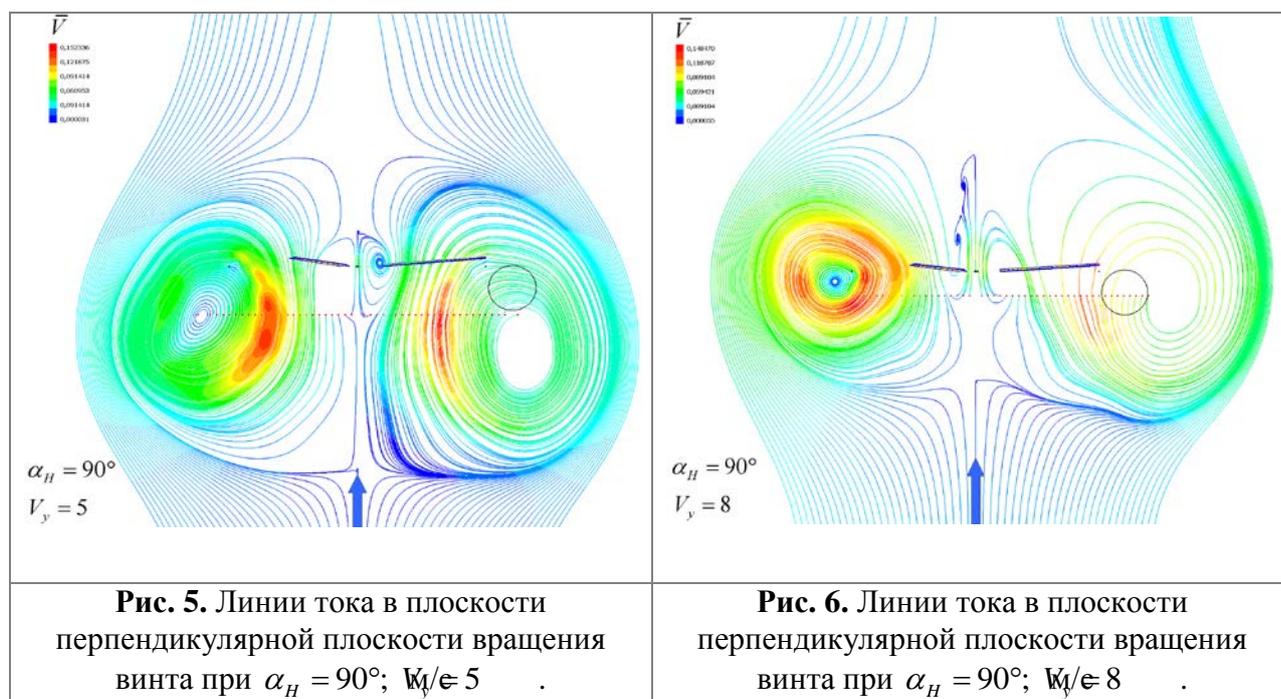


На рис. 5...8 представлены картины визуализации ряда режимов работы несущего винта, выполненные расчетным путем при помощи линий тока, а на рис. 9...12 аэродинамические характеристики винта.

При малых скоростях снижения, включая $V_y = 4$ м/с, признаков режима «вихревого кольца» не наблюдается. Аэродинамические характеристики с увеличением числа оборотов винта практически не меняются, как и на режиме висения (см. рис. 9).

При скорости снижения $V_y = 5$ м/с появляются первые признаки вихревого кольца, заключающиеся в пульсации всех аэродинамических характеристик по числу оборотов, т.е. по времени, и, в первую очередь, пульсации коэффициента тяги c_T (см. рис. 10). Обтекание винта становится сложным. Вокруг винта образуется воздушное тело с верхней и нижней границами раздела и воздушный поток циркулирует, проходя сквозь диск винта (см. рис. 5).

При увеличении скорости снижения до $V_y = 8$ м/с воздушное тело поднимается вверх и вихревое кольцо приближается к плоскости вращения диска винта (см. рис. 6). На этом режиме пульсации коэффициента тяги c_T достигают максимальной величины $\delta c_T \approx 20\%$ (см. рис. 11) (δc_T - отклонение мгновенного значения от его средней величины c_T), а относительная скорость \tilde{v}_y имеет максимальную величину (см. рис. 4). При этом наблюдается значительное маховое колебание лопастей (см. рис. 11).



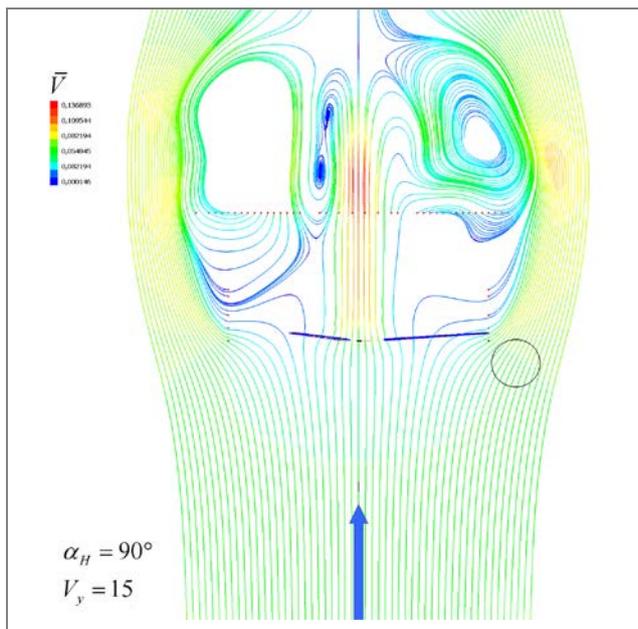


Рис. 7. Линии тока в плоскости перпендикулярной плоскости вращения винта при $\alpha_H = 90^\circ$; $V_y = 15$.

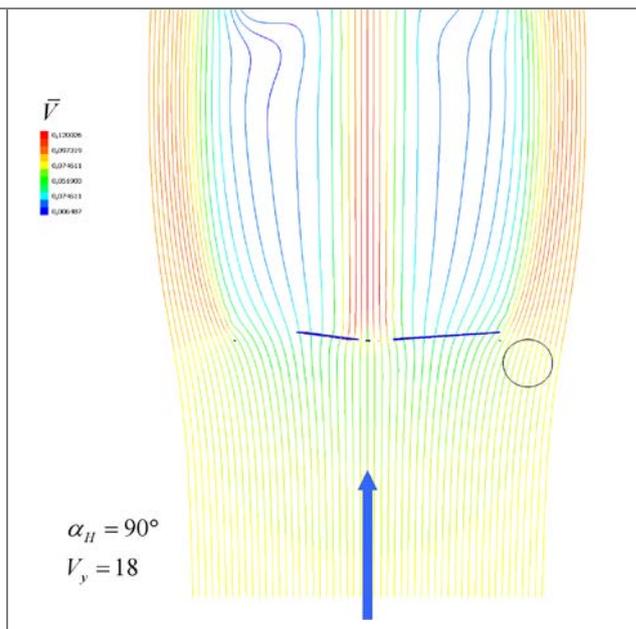


Рис. 8. Линии тока в плоскости перпендикулярной плоскости вращения винта при $\alpha_H = 90^\circ$; $V_y = 18$.

Пульсации аэродинамических характеристик становятся незначительными при скорости снижения $V_y = 15$ м/с (см. рис. 12), когда винт выходит на режим авторотации. Воздушное тело при этом уходит наверх (см. рис. 7), но его воздействие на обтекание винта еще проявляется.

При дальнейшем увеличении скорости снижения винт работает на режиме ветряного двигателя (см. рис. 8).

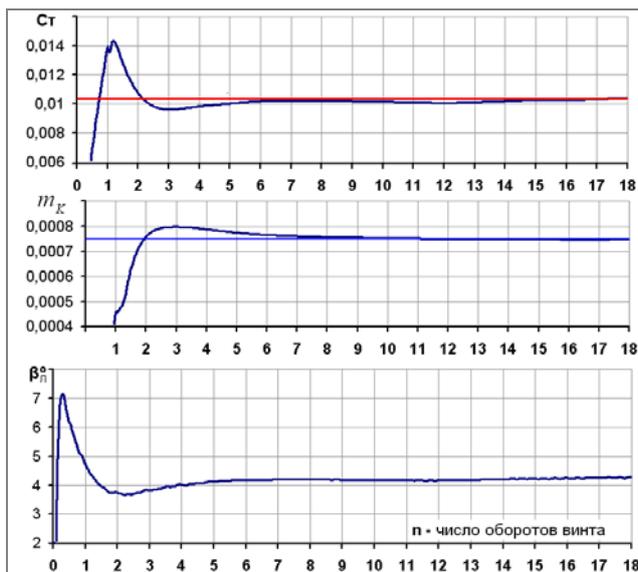


Рис. 9. Графики зависимостей $c_T, m_K, \beta = f(n)$ при $\alpha_H = 90^\circ$; $W_0/\epsilon = 0$.

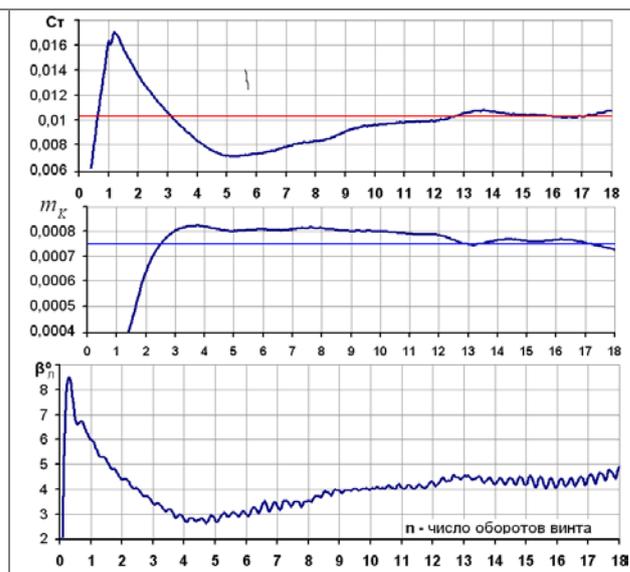


Рис. 10. Графики зависимостей $c_T, m_K, \beta = f(n)$ при $\alpha_H = 90^\circ$; $W_0/\epsilon = 5$.

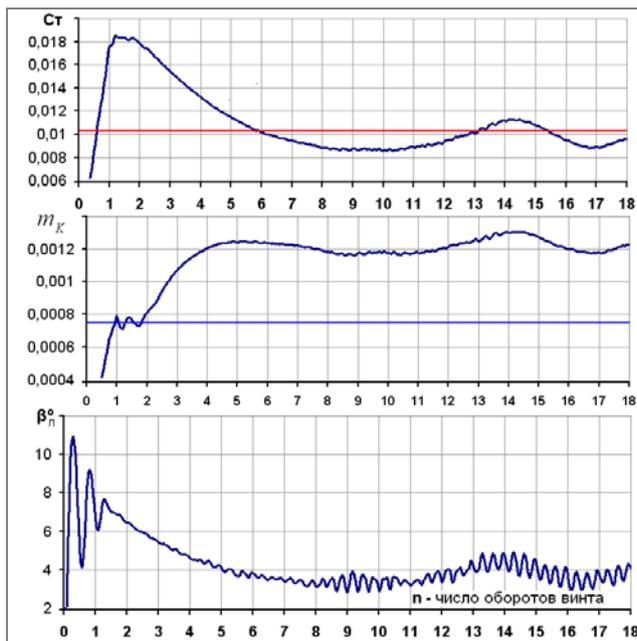


Рис. 11. Графики зависимостей $c_T, m_K, \beta = f(n)$ при $\alpha_H = 90^\circ$; $V_M/c = 8$.

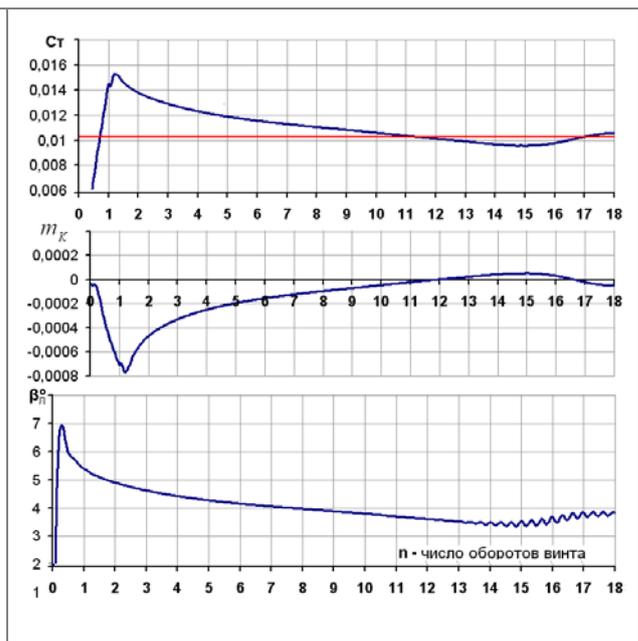


Рис. 12. Графики зависимостей $c_T, m_K, \beta = f(n)$ при $\alpha_H = 90^\circ$; $V_M/c = 15$.

Численное моделирование аэродинамики винта вертолета на основе CFD-пакета ANSYS FLUENT.

В последние десятилетия с ростом вычислительных возможностей компьютера все большее распространение получают методы вычислительной гидродинамики (*Computational Fluid Dynamics* - CFD), построенные на решении полных уравнений Навье-Стокса и позволяющие моделировать динамику потоков жидкостей и газов с учетом влияния вязкости, сжимаемости и отрывных явлений [23-27]. Одной из программ, реализующих возможность CFD моделирования является программный продукт ANSYS FLUENT [23], который был применён в качестве инструмента для исследований в данной работе.

Процесс моделирования CFD состоит из трёх основных этапов: генерация расчётной сетки, разработка численного алгоритма и моделирование турбулентных течений.

Генерация сетки заключается в разбиении области потока на большое количество контрольных объемов (ячеек), совокупность которых формирует расчётную сетку. Далее расчётная сетка используется для вычисления параметров потока с помощью численного алгоритма. Как правило, численные алгоритмы CFD используют дискретное представление среды, при котором осуществляется необходимый переход от исходной постановки задачи в форме дифференциальных или интегральных уравнений к дискретной алгебраической аппроксимации. Вследствие того, что для большинства задач основные уравнения переноса

являются нелинейными, для их решения применяются различные схемы расщепления и итерационные методы.

Прямое численное решение нестационарных уравнений Навье–Стокса для потоков с широким диапазоном масштаба турбулентности требует огромных затрат вычислительных ресурсов. По этому для практических задач используют различные способы исключения локальных мелкомасштабных параметров потока при помощи различных моделей турбулентности [27]. Ввиду ограничения располагаемых вычислительных ресурсов в данной работе использовался метод RANS (*Reynolds-averaged Navier–Stokes*) с моделью турбулентности *Spalart-Allmaras* [26]. Как показали предварительные расчеты [12], реализованная возможность выбора в модели *Spalart-Allmaras* коррекции турбулентной вязкости в ядре вихря позволяет точнее рассчитывать эффекты вращения в турбулентных потоках.

В данной работе расчётная сетка была создана в программном продукте ANSYS ICEM CFD и представлена на рис. 145. Расчётная сетка имела блочную структурированную топологию, и содержала 4,5 миллиона гексаэдрических ячеек. Лопастей винта являлись абсолютно жёсткими. Каждая лопасть модели была разбита на 100 зональных участков (отсеков) по радиусу лопасти (см. рис. 13).

Расчёты выполнялись на кластере МАИ состоящего из 30 вычислительных блоков. Один блок содержит 2 процессора AMD каждый из которых имеет 6 ядер. Тактовая частота процессора 3ГГц. Располагаемая оперативная память на один вычислительный блок 32Гб. Общая производительность кластера 4Терафлопса. Для расчётов каждой задачи в программе использовались ресурсы одного вычислительного блока, то есть 12 параллельных ядер. В результате расчёт одного режима работы НВ занимал до 24 часов.



Рис. 13. Модель несущего винта, созданная для расчетов в пакете Ansys Fluent.

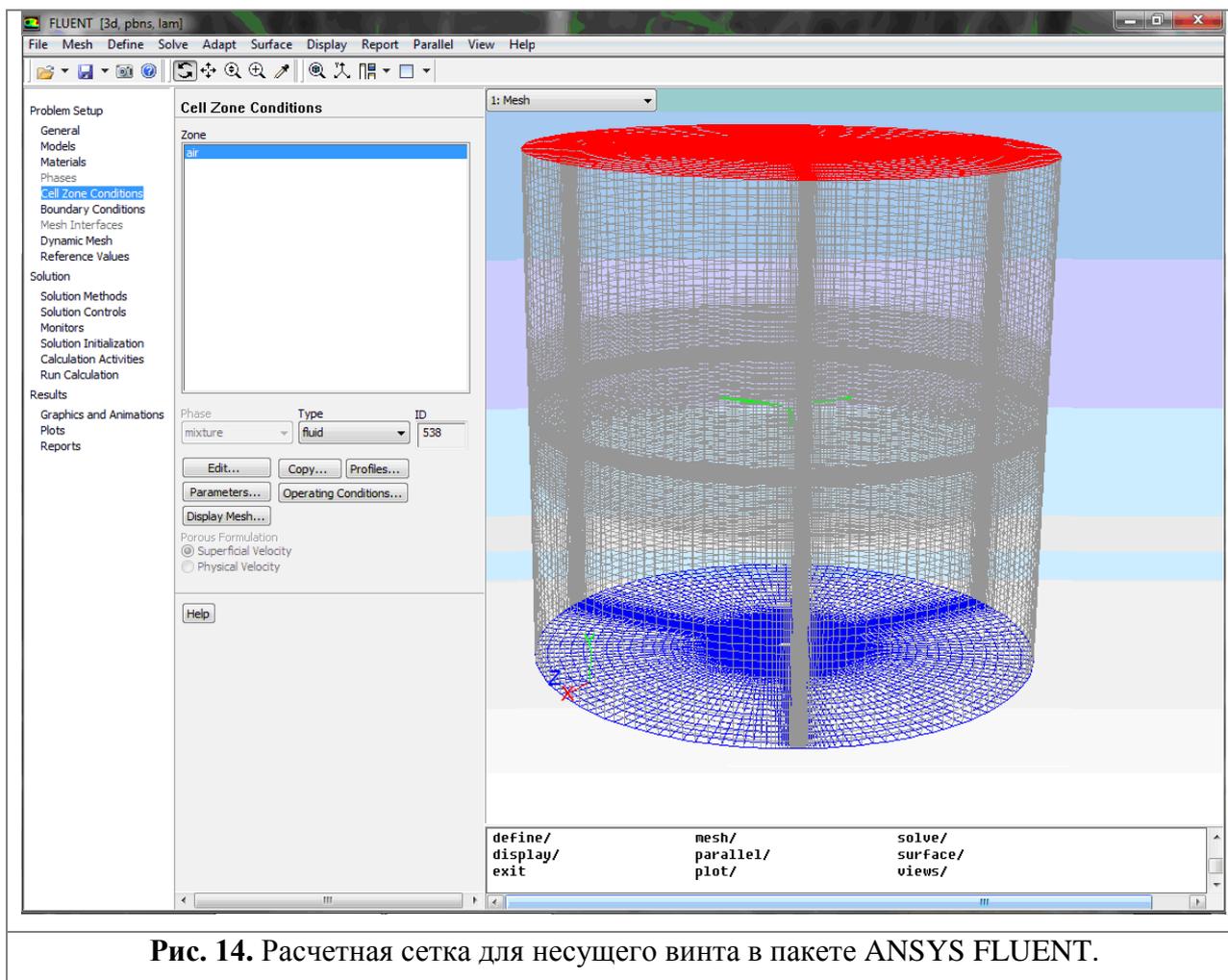


Рис. 14. Расчетная сетка для несущего винта в пакете ANSYS FLUENT.

Результаты расчета аэродинамических характеристик несущего винта на базе CFD–пакета ANSYS FLUENT.

Расчеты проводились в стационарной постановке задачи без учета пульсаций аэродинамических характеристик по времени, что позволило за приемлемое время расчета получить суммарные аэродинамические характеристики и картины обтекания винта.

В процессе расчета при заданной скорости набегающего потока путем подбора углов установки жестких лопастей винта (без учета махового движения) выдерживалось постоянное значения коэффициента тяги винта, $c_T \approx 0,01$. При этом определялась величина потребного крутящего момента винта m_k при различных скоростях снижения и осредненная в плоскости диска винта величина индуктивной скорости v_y .

На рис. 15...18 представлены результаты визуализации потока, обтекающего несущий винт на режимах вертикального снижения. На рисунках для каждого из режимов

снижения ($V_y = 0; 8; 13; 16,5$ м/с при $\alpha_H = 90^\circ$) представлены эпюры распределения интенсивности вихрей в потоке, обтекающем винт. Такие эпюры, имеющие градиентную цветовую окраску, позволяют визуализировать особенности обтекания винта на висении и режимах снижения с различными скоростями.

Из рис. 15, где представлено распределение интенсивности вихрей в потоке, обтекающем несущий винт на режиме висения, видно, что ядра концевых вихрей, представленные ярко красным цветом, сохраняют свою структуру и присутствуют за винтом на некотором расстоянии (около одного радиуса), соответствующем нескольким оборотам винта. Ядра комлевых вихрей, представленные на том же рисунке, напротив, разрушаются уже после первого оборота. Это различие связано с разной интенсивностью вихрей, большей у концевых вихрей, что и позволяет ему сохраняться в потоке более продолжительное время.

На рис. 16 хорошо заметны характерные для режима «вихревого кольца» вихревые структуры находящиеся вблизи винта. При этом ядра вихрей, представленные на эпюрах красным цветом, (см. рис. 16) размываются практически сразу после схождения их с концевых и комлевых частей лопастей, и не сохраняют свою структуру на протяжении нескольких оборотов винта, как на режиме висения, что связано с высокой степенью турбулизации потока на режиме вихревого кольца.

На больших скоростях снижения (см. рис. 17 и рис. 18), как и на висении (см. рис. 16) особенностей в структуре обтекания, характерных для режима вихревого кольца, уже не наблюдается.

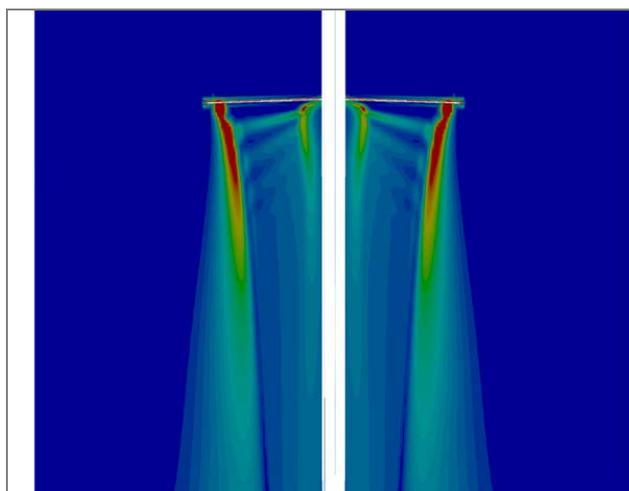


Рис. 15. Распределение интенсивности вихрей в потоке, обтекающем несущий винт. $\alpha_H = 90^\circ$; $V_y = 0$ м/с

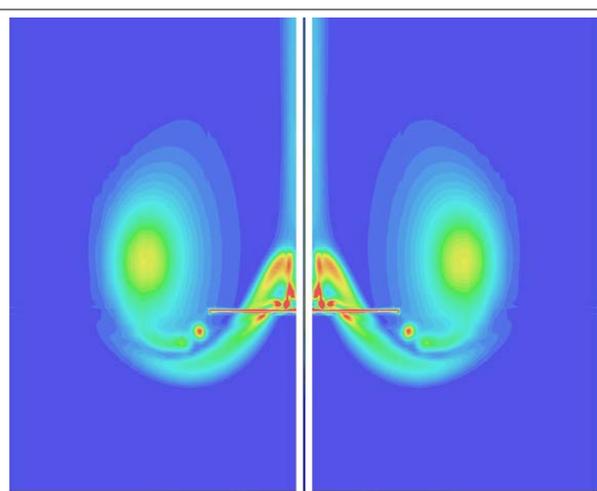
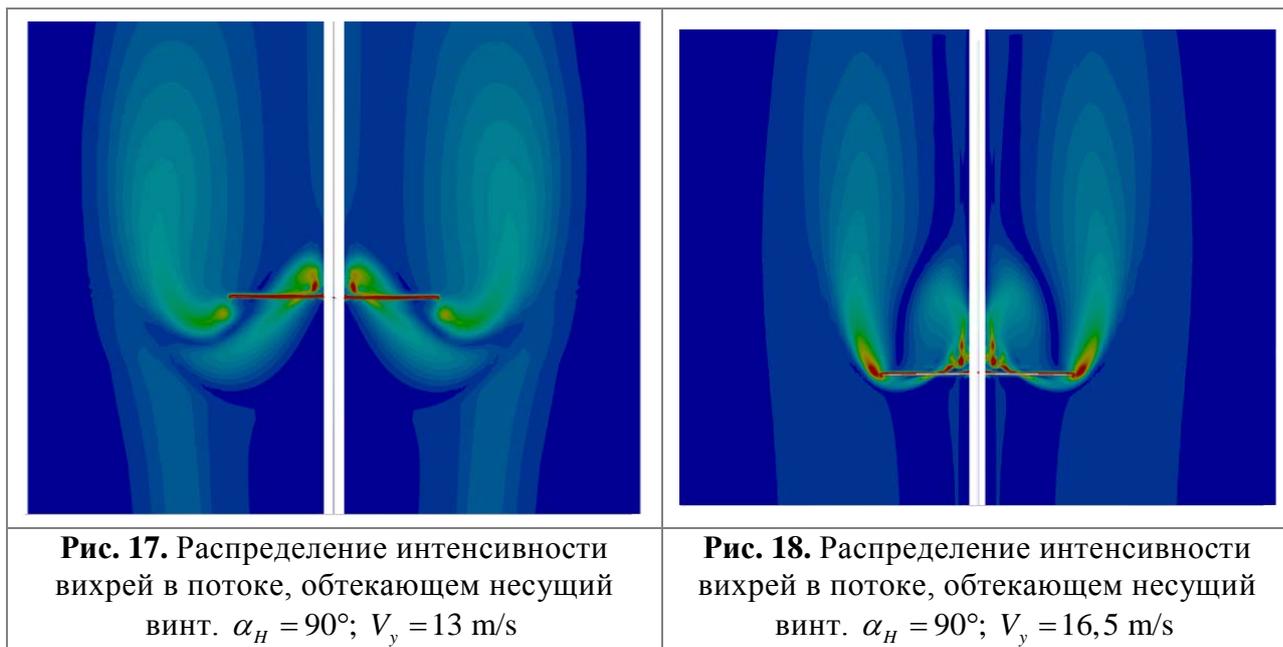


Рис. 16. Распределение интенсивности вихрей в потоке, обтекающем несущий винт. $\alpha_H = 90^\circ$; $V_y = 8$ м/с



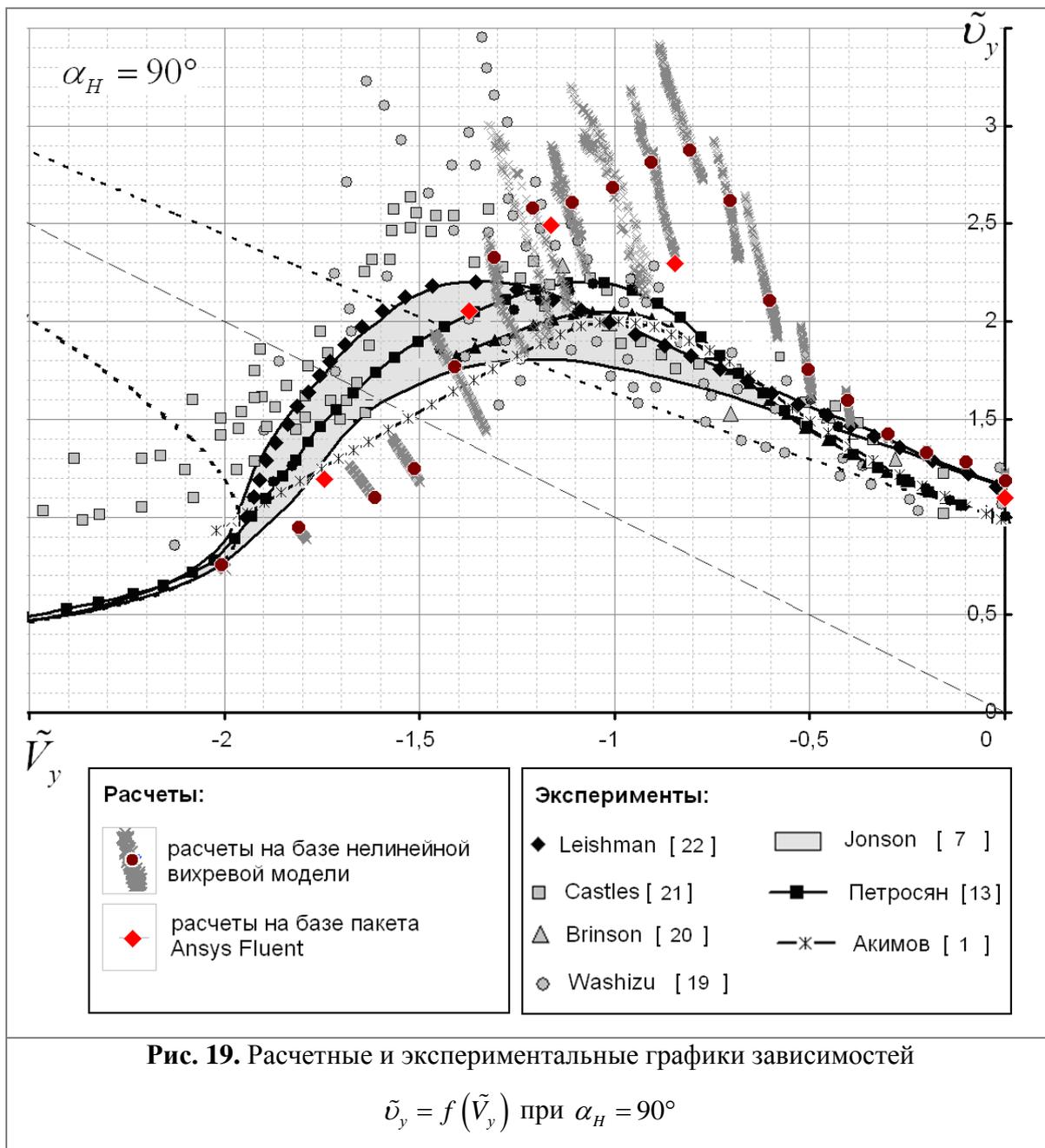
При увеличении скорости снижения до 13 м/с (рис. 17) вихревые структуры уходят вверх над винтом, и винт начинает работать в режиме авторотации и, далее, при $V=16,5$ м/с (рис. 18), в режиме ветряного двигателя. Тем не менее, ядра вихрей на этих режимах размываются так же быстро, что свидетельствует о высокой степени турбуликации потока на этих режимах.

Таким образом, визуализация потока средствами пакета ANSYS FLUENT дает представление о процессах, происходящих в потоке обтеканием винта на различных режимах крутого снижения, в том числе, на режимах «вихревого кольца».

На рис. 4. представлены графики зависимостей $\tilde{v}_y = f(\tilde{V}_y)$ и $m_K / m_{K0} = f(\tilde{V}_y)$ при $\alpha_H = 90^\circ$, построенные на основе результатов, полученных выше на базе нелинейной вихревой теории и по результатам расчетов в пакете ANSYS FLUENT.

Поскольку в пакете ANSYS FLUENT скорость \tilde{v}_y определялась путем нахождения средней индуктивной скорости в плоскости вращения винта, то для сравнения приведены данные расчета по нелинейной вихревой модели полученные тем же путем. По данным полученным в ANSYS FLUENT значение \tilde{v}_y имеет максимальную величину $\tilde{v}_y = 2,5$ при $\tilde{V}_y = 1,15$.

В целом, результаты, полученные на основе нелинейной вихревой модели и результаты, полученные в пакете ANSYS FLUENT, показывают удовлетворительное совпадение, что говорит о достоверности применяемых в данной работе моделей.



Кривые $m_K / m_{K0} = f(\tilde{V}_y)$, рассчитанные в пакете ANSYS FLUENT и представленные на рис. 4 отражают все особенности режимов крутого снижения, и показывают увеличении потребного момента на режиме «вихревого кольца» (до 50%), обращение его в 0 при переходе к режиму авторотации и изменение знака на режиме ветряного двигателя.

Кривые $m_k / m_{k0} = f(\tilde{V}_y)$, полученные на основе нелинейной вихревой модели и результаты, полученные в пакете ANSYS FLUENT, так же показывают удовлетворительное совпадение.

На рис. 19 представлены кривые относительных индуктивных скоростей $\tilde{v}_y = f(\tilde{V}_y)$ полученные на основе нелинейной вихревой модели и методов CFD пакета Ansys Fluent в сравнении с результатами отечественных и зарубежных экспериментальных исследований. В целом наблюдается удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных кривых.

ВЫВОДЫ.

Использованные в работе современные подходы к моделированию аэродинамики несущего винта вертолета на базе нелинейной вихревой модели винта и методов CFD позволили определить аэродинамические характеристики винта на всем диапазоне режимов вертикального снижения, от режима висения до режима ветряного двигателя, включая область «вихревого кольца».

С учетом допущений каждого из подходов получены основные признаки характеризующие режимы «вихревого кольца».

На базе нелинейной вихревой модели получены картины обтекания винта воздушным потоком при помощи линий тока и его полные аэродинамические характеристики в нестационарной постановке.

Выявлены и проанализированы особенности структуры воздушного потока, обтекающего винт, на всем диапазоне режимов снижения, включая режимы «вихревого кольца».

Показан процесс возникновения границ раздела и воздушного тела и циркуляционный характер обтекания винта с основным (концевым) и вторичным (комлевым) вихревыми кольцами.

Рассчитаны полные аэродинамические характеристики винта во всем диапазоне скоростей снижения, включая режимы «вихревого кольца».

Получено увеличение средней индуктивной скорости на режиме «вихревого кольца» до 3 раз по сравнению с режимом висения и увеличение крутящего момента винта на 65% по сравнению с режимом висения. Получены пульсации силы тяги величиной до 20% и пульсации крутящего момента по времени на режимах «вихревого кольца». Оценена величина махового движения лопастей винта (угла взмаха) на режимах «вихревого кольца» в сравнении с режимом висения и авторотации.

Полученные путем расчетов по нелинейной вихревой модели винта данные позволяют определять границы существования режимов «вихревого кольца» и оценивать их с точки зрения обеспечения безопасности полета вертолета.

На базе методов CFD получены картины визуализации обтекания винта воздушным потоком при помощи эпюр интенсивности вихрей и его полные аэродинамические характеристики в стационарной постановке без учета пульсаций по времени.

Результаты, полученные с помощью методов CFD, могут быть использована для уточнения расчетных нелинейных вихревых теорий.

Сравнение результатов расчетов полученных по обоим методам друг с другом и с известными данными летных и экспериментальных исследований показало удовлетворительное согласование, свидетельствующее о достаточной достоверности и применимости используемых методов к моделированию режимов «вихревого кольца» несущих винтов вертолетов.

Исследование выполнено при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, соглашение 14.В37.21.1836.

Библиографический список

1. Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. М.: Машиностроение, 1988.
2. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вождаев Е.С., Майкопар Г.И. Теория несущего винта / Под ред. Мартынова А.К. М.: Машиностроение, 1973. 363 с.
3. Брамвелл А..Р.С. Динамика вертолетов. М.: Машиностроение, 1982. 367 с.
4. Браверманн А.С., Вайнтруб А.П. Предельные режимы полета. М.:М Машиностроение, 1988.
5. Вождаев Е.С. Аэродинамика вертолетов. Машиностроение. Энциклопедия. Том 4-41. Самолеты и вертолеты. Книга 1. Аэродинамика, динамика и прочность. М.: Машиностроение, 2002.
6. Володко А.М. Безопасность полета вертолетов. М.: Транспорт, 1981. 223 с.
7. Джонсон У. Теория вертолета. В 2-х книгах. М.: Мир, 1983.
8. Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В, Шомов А.И. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косоого обтекания на основе

нелинейной лопастной вихревой модели. Труды 8-го форума Российского Вертолетного Общества. М., 2008.

9. 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, т.16, №6, 2009.

10. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Гревцов Б.С., Шомов А.И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета. Вестник МАИ, т.16, №5, 2009.

11. 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», №38, 2010.

12. Ю.М. Игнаткин, С.Г. Константинов. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолёта методом CFD Электронный журнал «Труды МАИ», № 57, 2012

13. Петросян Э.А. Аэродинамика соосного винта. М: Полигон-Пресс, 2004.

14. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Оборонгиз, 1956

15. Brown, R. E., Newman, S. J., Leishman, J. G., and Perry, F. J., “Blade Twist Effects on Rotor Behaviour in the Vortex Ring State,” Proceedings of the 28th European Rotorcraft Forum, 2002.

16. Leishman, J. G., Bhagwat, M. J., and Ananthan, S., “Free-Vortex Wake Predictions of the Vortex Ring State for Single Rotor and Multi-Rotor Configurations,” Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society International, Montr’éal Canada, 2002.

17. R. Celi, M. Ribera. Time Marching Simulation Modeling in Axial Descending Through the Vortex Ring State. 63rd American Helicopter Society International Annual Forum 2007

18. Newman, S. J., Brown, R., Perry, J., Lewis, S., Orchard, M., and Modha, A., “Comparative Numerical and Experimental Investigations of the Vortex Ring Phenomenon in Rotorcraft,” Proceedings of the 57th Annual Forum of the American Helicopter Society International, 2001

19. Washizu, K., Azuma, A., Koo, J., and Oka, T., “Experiments on a Model Helicopter Rotor Operating in the Vortex Ring State,” Journal of Aircraft, Vol. 3, No. 3, May-June 1966, pp. 225–230.

20. Brinson, P., and Ellenrieder, T., Experimental Investigation of Vortex Ring Condition, Proceedings of the 24th European Rotorcraft Forum, Marseilles, France, 1998.

21. Castles, Jr., and Gray, R.B., “Empirical Relation between Induced Velocity, Trust, and Rete of Descent of a Helicopter Rotors as Determined by Wind-Tunnel Tests on Four Model Rotors,” NASA TN-2474, October 1951.

22. J. Gordon Leishman. Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press. 2000.
23. ANSYS FLUENT 6.3. Theory Manual. 2005. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA . <http://www.fluent.com>
24. Cebeci T. Computational Fluid Dynamics for Engineers – 2005.
25. Salvi R. Navier-Stokes Equations Theory and Numerical Methods - 2002.
26. Spalart P. R., Allmaras S.R. A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamics. Conference Reno, Nevada, USA, 92-439. 1999.
27. Wilcox, D.C., “Turbulence Modeling for CFD, 3rd Edition,” San Diego, California: Birmingham Press, Inc., 2006.
28. Dacles-Mariani, J., Kwak, D. and Zilliac, G., “On Numerical Errors and Turbulence Modeling in Tip Vortex Flow Prediction,” International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 30, 1999.

Сведения об авторах

Игнаткин Юрий Михайлович, заведующий кафедрой Московского авиационного института (национального исследовательского университета), доцент, к.т.н.
МАИ, Волоколамское шоссе, д. 4, А-80, ГСП-3, 125993;
тел.: (499) 158-89-40; e-mail: k102@mail.ru

Макеев Павел Вячеславович, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета), к.т.н.
МАИ, Волоколамское шоссе, д. 4, А-80, ГСП-3, 125993;
тел.: (903) 736-41-12; e-mail: vaultcity13@gmail.com

Шомов Александр Иванович, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета);
тел.: (903) 2770441; e-mail: shomov.aleksandr@mail.ru

Константинов Сергей Геннадьевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета);
тел.: (926) 3790709; e-mail: s.konstantinov@pochta.ru