

## **Численное моделирование прикладных задач аэродинамики вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта**

**Игнаткин Ю.М.<sup>1\*</sup>, Макеев П.В.<sup>1\*\*</sup>, Шомов А.И.<sup>2\*\*\*</sup>**

<sup>1</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

<sup>2</sup>*Московский вертолетный завод имени М.Л. Миля, ул. Гаршина, 26/1, Московская обл., Томилино, 140070, Россия*

*\*e-mail: k102@mai.ru*

*\*\*e-mail: vaultcity13@gmail.com*

*\*\*\*e-mail: shomov\_aleksandr@mail.ru*

### **Аннотация**

Статья посвящена рассмотрению возможностей и демонстрации примеров применения разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ нелинейной лопастной вихревой модели винта вертолета и ее программно-алгоритмической реализации. Модель и программный комплекс (ПК) предназначены для комплексного решения прикладных задач аэродинамики винтов вертолета, стоящих перед инженерами при разработке и модернизации различных образцов как современной, так и перспективной вертолетной техники. Дается краткое описание модели и ПК. Приведены

примеры расчета и визуализации аэродинамических характеристик несущих, рулевых и воздушных винтов и их комбинаций с учетом интерференции на различных режимах полета.

**Ключевые слова:** нелинейная вихревая модель, программный комплекс, винты вертолета, вихревой след, визуализация обтекания, аэродинамические характеристики, компоновка винта, интерференция винтов.

## Введение

В последние годы так называемый «численный эксперимент» - численное моделирование и решение различных задач аэродинамики при помощи различных математических моделей, занимает все большее место в процессе создания и совершенствования летательных аппаратов [1-14]. Это связано, прежде всего, с бурным ростом возможностей вычислительной техники, позволяющим реализовывать на практике математические модели, адекватно отражающие сложные физические процессы обтекания различных элементов летательных аппаратов.

Использование современных методов численного моделирования при решении задач аэродинамики летательных аппаратов позволяет во многом дополнить, и частично заменить сложные и дорогостоящие модельные экспериментальные испытания в аэродинамических трубах и не всегда безопасные летные испытания.

Все вышеперечисленное относится и к вертолетам, поскольку расчет аэродинамических характеристик несущего (НВ), рулевого (РВ) и воздушного, винтов является одной из наиболее сложных задач аэродинамики, особенно на режимах полета, когда структура вихрей, отходящих от винта, подвержена интерференции и существенно нелинейна.

В настоящее время можно выделить два основных современных направления в моделировании задач аэродинамики винтов вертолета. Это методы, построенные на вихревых моделях, и методы, построенные на решении полных уравнений Навье-Стокса, так называемые методы вычислительной гидро- и аэродинамики CFD (computational fluid dynamics).

Вихревые модели, даже наиболее сложные, менее требовательны к вычислительным ресурсам. На современных персональных компьютерах при соответствующей современной программно-алгоритмической реализации вихревая модель способна решать масштабные прикладные задачи аэродинамики винтов вертолета.

Программные пакеты на основе методов CFD для решения подобных задач требуют гораздо больших вычислительных ресурсов (кластерных суперкомпьютеров) и сложной предварительной настройки расчетной модели. Методы CFD, несмотря на их универсальность и высокую точность, на сегодняшний день зачастую не могут быть применены для решения комплексных прикладных задач аэродинамики винта, когда требуется проведение большого объема параметрических расчетов.

В этой связи разработка и совершенствование современных вихревых моделей и их программно-алгоритмических реализаций, предназначенных для решения прикладных задач аэродинамики винтов вертолета остаются по-прежнему актуальными, как в среднесрочной, так и долгосрочной перспективе, поскольку зачастую они являются единственным инструментом для решения важных практических задач.

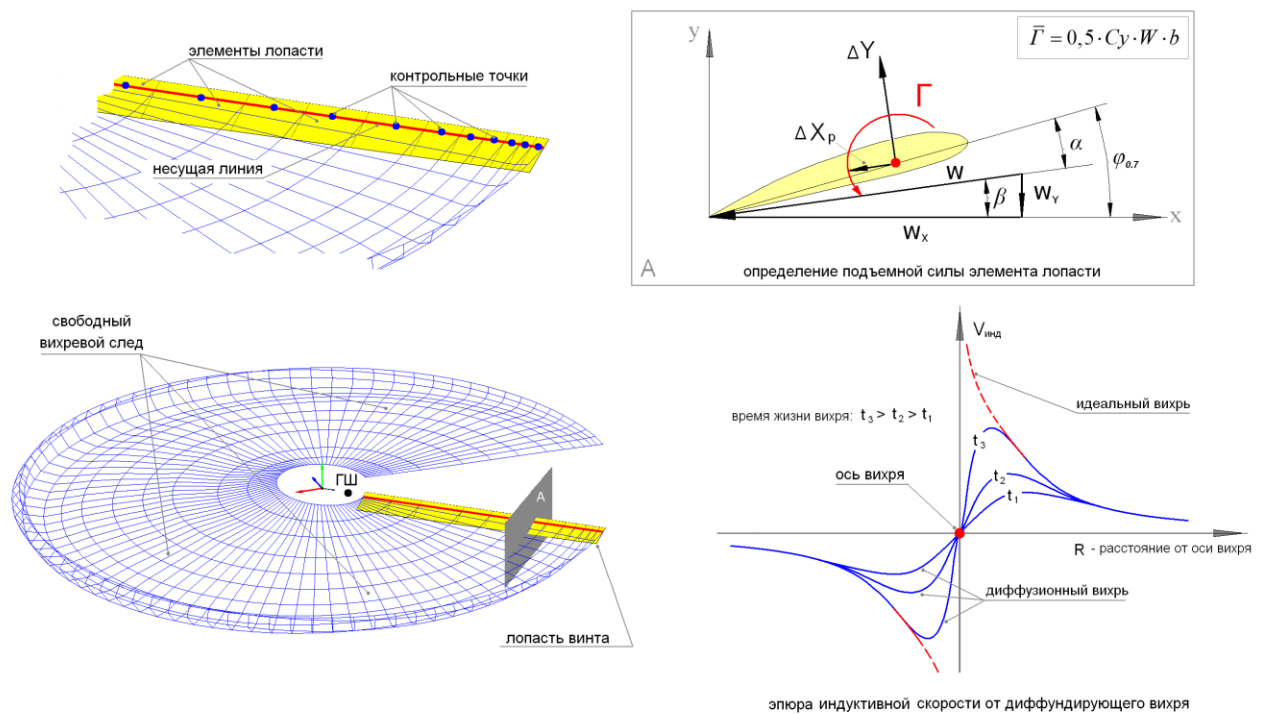
### **Нелинейная лопастная вихревая модель винта**

На кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ с 2007 года разрабатывается нелинейная лопастная вихревая модель винта вертолета [1] (научный руководитель доцент, к.т.н. Ю.М. Игнаткин). Модель предназначена для решения широкого круга задач, позволяя рассчитывать аэродинамические характеристики как одиночных винтов, так и их комбинаций на различных режимах полета вертолета [1-9].

В основе модели лежит теория несущей линии, в которой лопасть моделируется присоединенным вихрем, расположенным на четверти хорды лопасти. Для расчета аэродинамических характеристик лопасти используется гипотеза плоских сечений, согласно которой аэродинамические характеристики профилей определяются с использованием данных экспериментальных продувок при соответствующих значениях чисел Рейнольдса и Маха. В расчетах учитывается маховое движение лопастей относительно горизонтального шарнира (ГШ) с учетом кинематических параметров втулки.

От каждой лопасти винта отходит система продольных и поперечных вихрей, образующих свободную вихревую пелену (рис. 1), представляющую собой сетку из четырехугольных элементов, состоящих из вихревых отрезков. Свободная вихревая пелена деформируется с течением времени под воздействием скорости набегающего на винт потока, а также индуктивных скоростей от вихревой пелены. В ходе расчета за винтом по шагам выстраивается пространственный нелинейный вихревой след.

Особенностью используемой в модели вихревой системы, является представление вихревых отрезков пелены в виде диффундирующих вихревых линий. Введение в алгоритм расчета модели диффузии вихрей позволяет более точно моделировать физические процессы, происходящие в вихревой пелене, избегая математических особенностей, приводящих к быстрому разрушению сетки и невозможности моделирования многих режимов полета.



**Рис. 1.** Схема нелинейной лопастной вихревой модели винта.

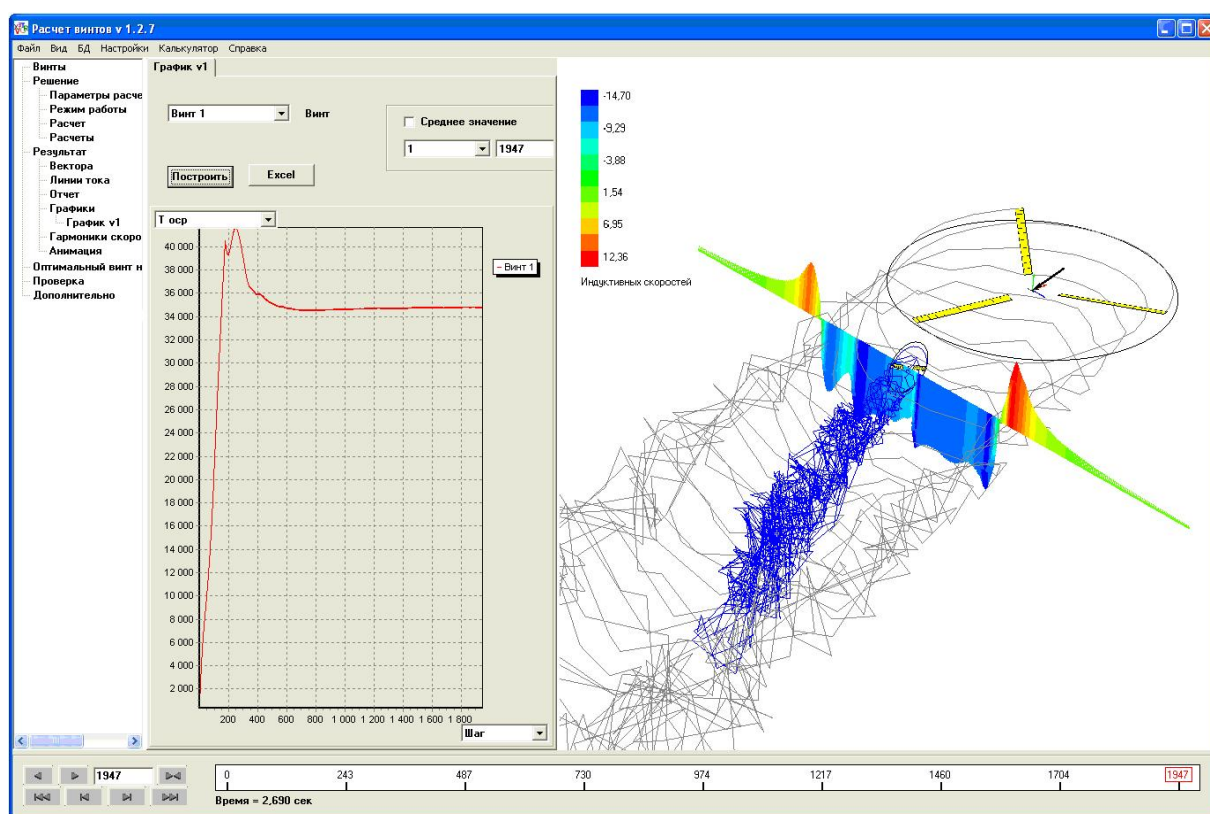
В результате разработан метод расчета аэродинамических характеристик винта, позволяющий решать прикладные задачи в том числе, на ранее недоступных и труднодоступных для математического моделирования режимах, таких как горизонтальный полет с малыми скоростями и крутое снижение (включая режим вихревого кольца, когда вихревой след за винтом существенно нелинеен и испытывает диффузию под действием сил вязкости).

### **Программный комплекс для моделирования аэродинамики винтов**

Расчетная математическая модель для прикладного использования требует соответствующей программно-алгоритмической реализации. В этом случае модель может стать реальным инструментом для решения задач.

Нелинейная лопастная вихревая модель винта реализована в виде разработанного на кафедре «Проектирование вертолетов» программного пакета, написанного на алгоритмическом языке современного уровня Pascal в среде объектно-ориентированного программирования Delphi. Программный комплекс имеет современный и удобный в использовании многооконный Windows-интерфейс.

Внешний вид ПК представлен на рис. 2.



**Рис. 2** Внешний вид программного комплекса для расчета аэродинамики винтов вертолета.

Визуальная часть, отвечающая за отображение различных данных, обеспечивается при помощи стандартных библиотек трехмерной графики OpenGL, на основе которых разработано специализированное графическое ядро программы. Графические возможности пакета приближаются по своим возможностям к распространенным коммерческим пакетам для решения задач гидро- и аэродинамики, таким как Ansys Fluent, Flow Vision, XFlow и др. Имеется возможность отображать для последующего анализа не только пространственную форму вихревого следа, но и линии тока, строить различные градиентные поля и эпюры аэродинамических характеристик винта и параметров обтекающего его потока и многое другое. Эта особенность дает возможность существенно расширить возможности визуального анализа результатов исследований. Также в программном комплексе реализована собственная система для построения и анализа графиков, содержащих результаты расчетов. Вместе с тем, наряду с собственными возможностями программы для вывода и обработки табличных и текстовых данных широко используется взаимодействие с приложениями MS Office.

Программный пакет рассчитан на современные персональные компьютеры и рабочие станции под управлением семейства OS Windows. Для ускорения расчетов реализовано распараллеливание вычислений на ядра и потоки.

Время расчета зависит от конкретной задачи и определяется количеством лопастей и винтов, задействованных в расчете



аэродинамических характеристик, шагом сетки вихревого следа, а также отрезком времени моделирования. В среднем при использовании процессора класса Intel Core i7 с 8 потоками время расчета конкретного режима варьируется от нескольких часов (в случае расчета одиночного винта с небольшим количеством лопастей:  $k_d = 2..3$ ) до 2-3 суток (при расчете комбинации винтов с учетом интерференции).

Программный комплекс имеет собственную файловую систему из служебных файлов, содержащих вводные данные, характеристики профилей, геометрию лопасти и результаты расчетов. При расчете задачи вся информация сохраняется на жестком диске, что позволяет сохранять, загружать и впоследствии продолжать расчет при необходимости.

Таким образом, разработанный на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ программный комплекс на основе нелинейной вихревой модели винта позволяет с применением современных персональных компьютеров за приемлемое время моделировать прикладные задачи аэродинамики винтов вертолета и предоставляет широкие возможности для графической визуализации и анализа полученных данных. С учетом принятых допущений используемой нелинейной вихревой модели имеется возможность с достаточной точностью моделирования протекающих физических процессов, рассчитывать винты и их комбинации на режимах недоступных в настоящее время для практических прикладных расчетов методами CFD в силу их чрезвычайной ресурсоемкости.

## **Моделирование прикладных задач аэродинамики винтов вертолета**

Нелинейная лопастная вихревая модель винта была апробирована рядом сравнений с экспериментальными данными и результатами расчетов по другим вихревым моделям, а также методам CFD, показав удовлетворительное совпадение получаемых результатов. Основные направления и результаты исследований отражены в серии сделанных за последние годы публикаций [1-9].

За последние 5 лет с использованием модели и ПК выполнено 12 НИР по решению различных прикладных задач аэродинамики винтов вертолета, в том числе в интересах АО «МВЗ им. М.Л. Миля», ФГУП ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, а также в рамках грантов Министерства образования и науки. На основании разработанной модели и проведенных исследований авторами защищены диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук в 2010 и 2013 годах.

Результаты исследований внедрены в учебный процесс на кафедре «Проектирование вертолетов» при чтении курса «Аэродинамика вертолета», в том числе, в качестве иллюстративного материала благодаря широким реализованным возможностям визуализации исследуемых процессов.

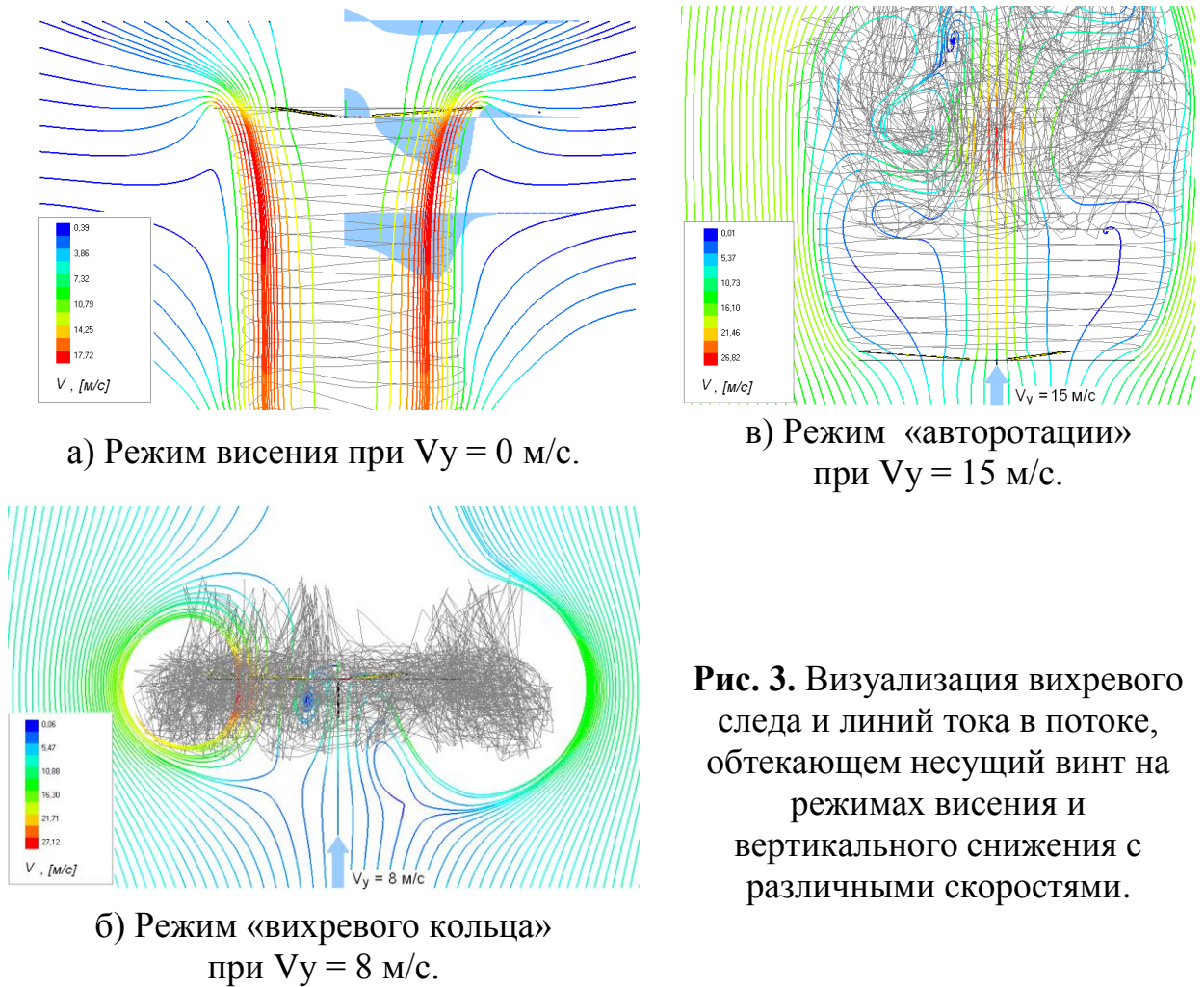
Ниже представлен краткий обзор основных направлений и результатов исследований [1-9], иллюстрирующий возможности разработанной вихревой модели винта и программного комплекса.

## **Моделирование аэродинамики винта вертолета на режимах висения и крутого снижения, включая режимы «вихревого кольца»**

Режим висения является одним из основных режимов работы винта вертолета. Модель и программный комплекс позволяют рассчитывать на режиме висения несущие и рулевые винты любой конфигурации, получая полные аэродинамические характеристики винта и картины обтекания, отражающие суть протекающих физических процессов. Для примера на рис. 3.а для режима висения трехлопастного несущего винта вертолета Ми-2 представлены форма вихревого следа, линии тока обтекающего винт потока, а также эпюры индуктивных скоростей. Содержащиеся на рисунке данные хорошо отражают основные особенности режима висения, связанные с формированием поджатия струи за винтом и распределением индуктивных скоростей в плоскости диска винта и на некотором расстоянии от этой плоскости.

Большую сложность для моделирования представляют собой, так называемые режимы «вихревого кольца» несущего винта [2, 4, 5]. Они возникают при крутом снижении с небольшими скоростями порядка 4-12 м/с и сопровождаются рядом негативных эффектов, таких как падение и пульсации тяги винта, повышение потребной на вращение винта мощности, неустойчивое обтекание, и являются крайне опасными, поскольку могут привести к резкому падению высоты вертолета. С ростом скорости вертикального снижения, когда винт переходит на режим авторотации, данные проблемы исчезают. Для каждого винта существует опасная область

сочетания скоростей горизонтального полета и скоростей снижения, называемая областью «вихревого кольца», которую необходимо избегать при выполнении полетов. В этой связи возможность моделирования винтов на данных режимах приобретает особую актуальность. Предлагаемая модель позволяют рассчитывать полные аэродинамические характеристики винта на данных неустойчивых и сложных режимах.

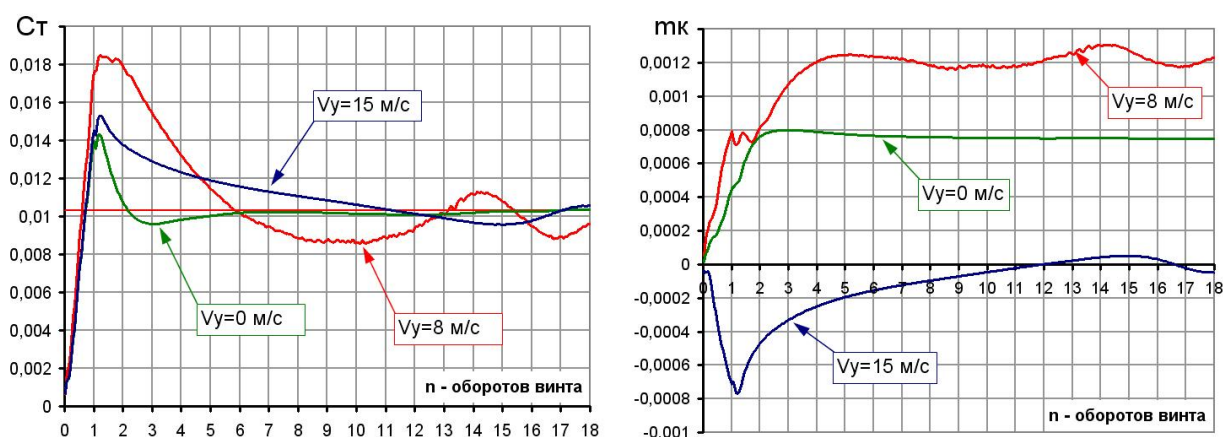


**Рис. 3.** Визуализация вихревого следа и линий тока в потоке, обтекающем несущий винт на режимах висения и вертикального снижения с различными скоростями.

На рис. 3.б и 3.в представлены картины обтекания винта и форма вихревого следа за винтом (для несущего винта вертолета Ми-2) на режимах «вихревого кольца» и авторотации, соответственно. Видно характерное образование «воздушного тела» вокруг винта на режиме «вихревого кольца»,

обтекаемого внешним потоком, и скопление вихрей в плоскости вращения винта (рис. 3.б). Воздушное тело и форма вихревого следа на режиме «вихревого кольца» изменяются во времени. На режиме авторотации (рис. 3.в) обтекание лопастей в плоскости вращения винта становится более устойчивым.

На рис. 4 представлены зависимости по времени (по числу оборотов винта  $n$ ) коэффициентов основных аэродинамических характеристик винта (коэффициента тяги –  $c_T$  и крутящего момента  $m_k$ ) на соответствующих режимах, представленных на рис. 3 при  $V_y = 0; 8; 15$  м/с.



**Рис. 4.** Кривые коэффициента тяги и крутящего момента НВ в зависимости от числа оборотов винта  $c_T, m_k = f(n)$  для  $V_y = 0,8,15$  м/с.

Характеристики получены при различных углах установки лопастей винта, подобранных из условия сохранения постоянной величины средней по времени тяги винта. При этом требуемый угол установки лопастей на режиме «вихревого кольца» возрастает на 15-20% по сравнению с режимом висения. На режиме вихревого кольца наблюдается значительный рост коэффициента крутящего момента (мощности потребляемой винтом) до 150% по сравнению

с висением. Видно, что на режимах висения и авторотации характеристики постоянны по времени, в то время, как на режиме «вихревого кольца» наблюдаются их пульсации по времени.

Путем расчета и анализа «сетки» режимов крутого снижения с различными скоростями снижения и углами атаки винта возможно решение задачи определения границ опасной области режимов «вихревого кольца» для несущего и рулевого винтов вертолета с конкретной аэродинамической компоновкой.

### **Исследования винтов с различной аэродинамической компоновкой лопастей**

Лопастная вихревая модель винта, в которой каждая лопасть моделируется отдельно, позволяет отражать особенности геометрической и аэродинамической компоновок конкретного винта. Исследуемая модель винта может иметь различное количество лопастей, произвольные законы распределения хорды и крутки по радиусу лопасти, учитывать достаточно сложную форму законцовок лопастей сочетающую, например, стреловидность передней кромки с сужением. Учет нелинейности вихревого следа позволяет более точно воспроизводить реальное распределение аэродинамических характеристик по диску винта.

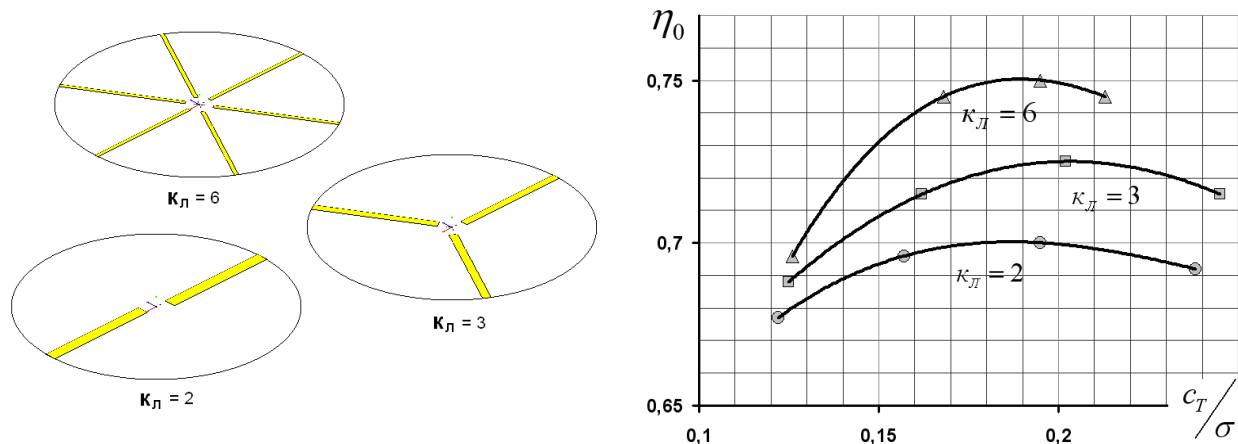
Указанные возможности позволяют широко использовать модель, с учетом ее допущений, для проведения предварительных параметрических исследований с целью определения оптимальной геометрии винта для

несущих и рулевых винтов конкретных вертолетов. Такие расчетные исследования, заменяющие и дополняющие дорогостоящие и сложные эксперименты на аэродинамических стендах и в аэродинамических трубах, востребованы как при создании новой вертолетной техники, так и при глубокой модернизации существующей.

Одной из основных характеристик, определяющих эффективность винта вертолета, является коэффициент полезного действия, определяемый на режиме висения, или относительный КПД винта  $\eta_0$ , от величины которого напрямую зависит масса полезной нагрузки вертолета.

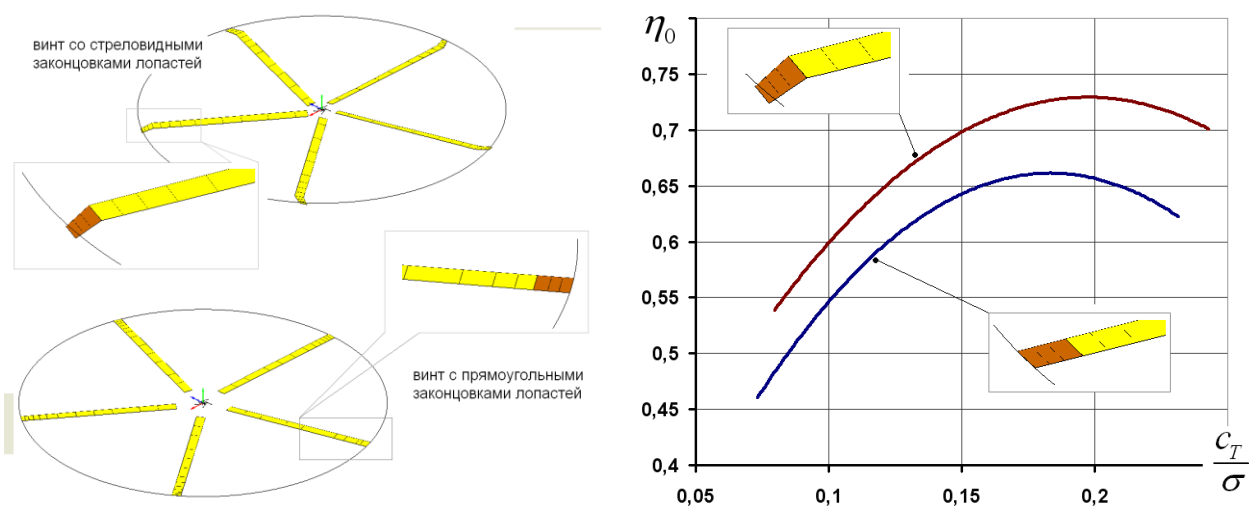
На рис. 5 – 7 представлены примеры исследований [2] по определению относительного КПД винта, выполненных на основе предлагаемой модели для несущих и рулевых винтов с различной аэродинамической компоновкой лопастей.

На рис. 5 представлены результаты расчетов зависимости КПД винта  $\eta_0 = f(c_T/\sigma)$  для винтов с различным количеством лопастей  $k_L$  (при сохранении постоянного заполнения винта). Как видно из графиков, КПД винта существенно возрастает с увеличением числа лопастей. Так разница в КПД между винтами с двумя и шестью лопастями достигает 5% .



**Рис. 5.** Результаты расчетных исследований КПД  $\eta_0$  несущих винтов с различным количеством лопастей  $\kappa_{\text{л}}$  и одинаковым заполнением  $\sigma$  (суммарной площадью лопастей) на режиме висения.

На рис. 6 представлены результаты исследований эффективности применения современных законцовок лопастей, сочетающих стреловидность и сужение, показывающие существенный прирост КПД винта, достигающий 5-7% у винта со стреловидной сужающейся законцовкой по сравнению с винтом с прямоугольной законцовкой.

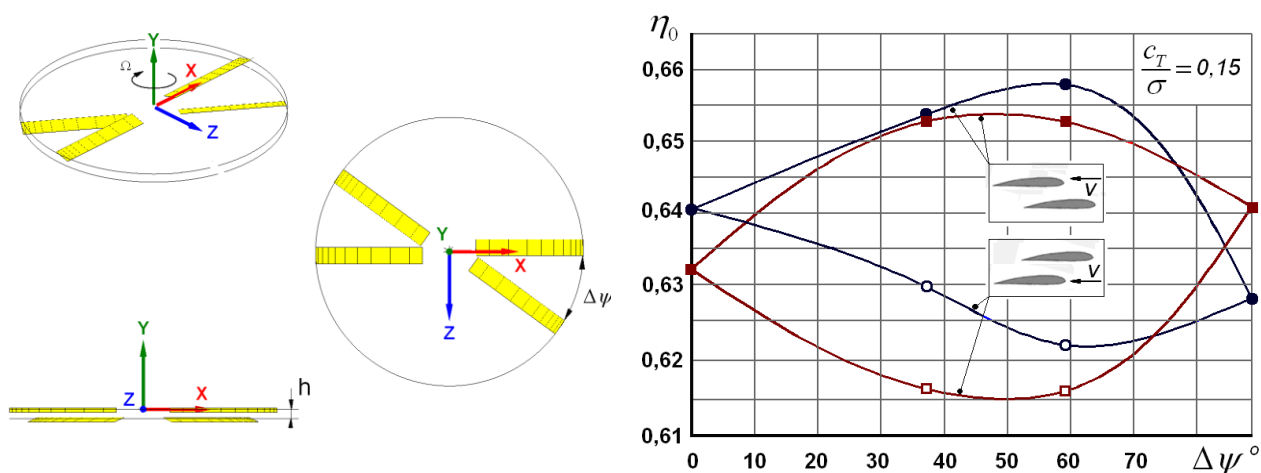


**Рис. 6.** Моделирование влияния формы законцовки лопастей несущего винта на его КПД на режиме висения на примере перспективной законцовки стреловидной формы с сужением.



На рис. 7 показаны результаты исследования X-образного рулевого винта, компоновку которого определяет величина «угла ножниц» между парами лопастей  $\Delta\psi$ , разнос пар лопастей  $h$ , а также варианты выбора опережения верхней либо нижней пар лопастей. Результаты исследований позволяют определить оптимальные значения данных параметров с точки зрения получения максимальной величины КПД винта.

Таким образом, уже на стадии предварительного проектирования вертолета, при проведении параметрических расчетов имеется возможность с учетом допущений предлагаемой модели выбрать параметры и компоновку винта обладающего максимально возможным КПД.



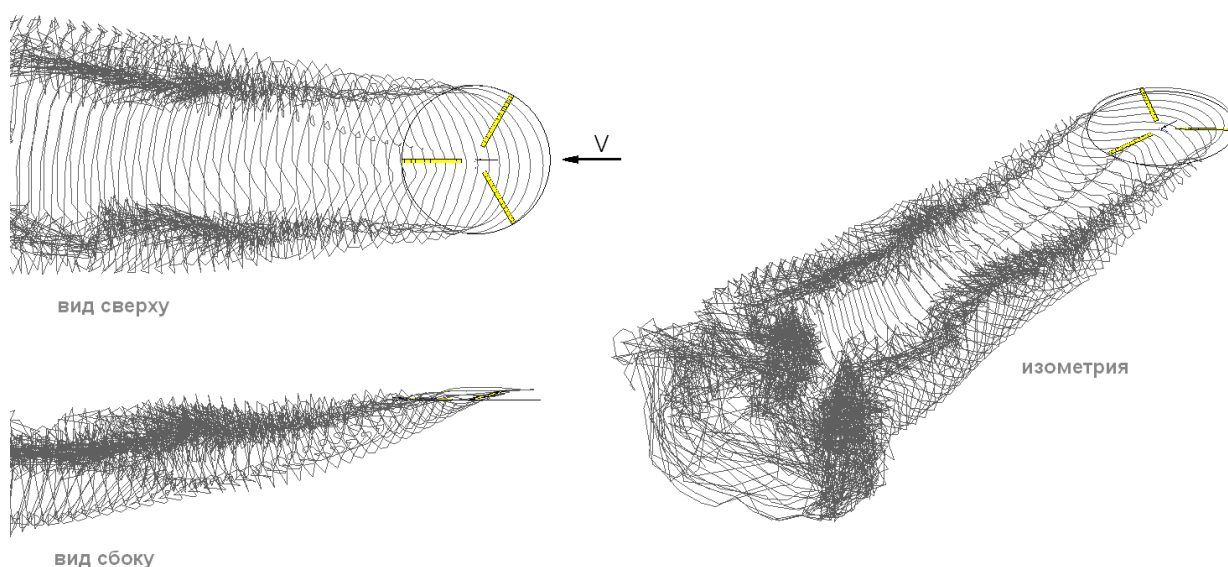
**Рис. 7.** Исследование оптимальной конфигурации X-образного рулевого винта (параметры: угол «ножниц»  $\Delta\psi$  и опережение верхней/нижней пар лопастей) с максимальным значением КПД на режиме висения ( $h=0,108 \cdot R_{рв}$ ).

**Моделирование аэродинамики несущего винта на режимах горизонтального полета с небольшими скоростями**

Вихревой след, отходящий от винта вертолета на небольших скоростях горизонтального полета порядка 5-20 м/с отличается значительной нелинейностью и имеет сложную пространственную форму.

Нелинейная вихревая модель позволяет моделировать вихревой след за винтом достаточно близко к его реальной форме. Одной из особенностей формирования вихревого следа за винтом на режиме горизонтального полета является сворачивание вихревого следа на его краях в два вторичных продольных вихревых жгута.

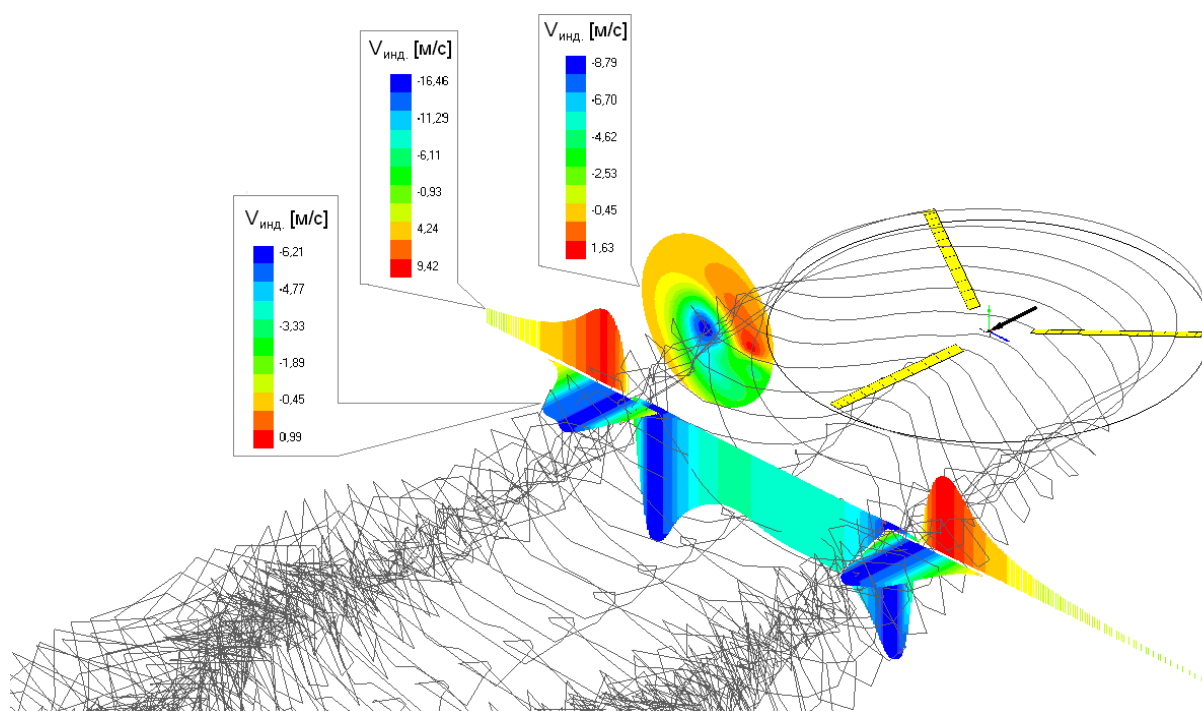
Пример расчета такого вихревого следа за трехлопастным несущим винтом вертолета Ми-2 показан на рис. 8. Четко видны вторичные вихревые жгуты, сходящие с краев диска винта. Данные вихревые жгуты в значительной степени определяют характер поля индуктивных скоростей вокруг несущего винта.



**Рис. 8.** Пример расчетной визуализации формы вихревого следа за несущим винтом на режиме горизонтального полета со скоростью  $V = 15$  м/с.

При анализе расчетного пространственного поля скоростей от вихревого следа несущего винта на режиме горизонтального полета можно условно выделить две основных компоненты скоростей. Это вращательные составляющие вокруг оси вихревых жгутов и осевые составляющие скоростей внутри ядер вихревых жгутов (см. рис. 9).

Моделирование реальной пространственной формы вихревого следа и вторичных вихревых жгутов позволяет определять и учитывать индуктивное влияние вихревого следа на элементы планера вертолета (хвостовую балку, оперение) а так же на рулевой винт, что является важным обстоятельством при решении ряда задач аэродинамики вертолета.



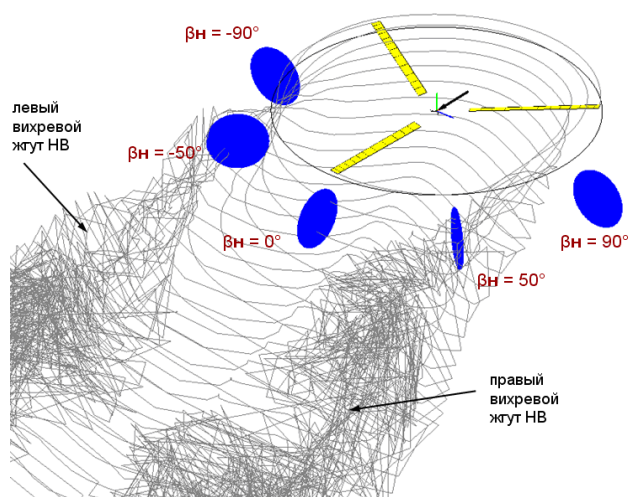
**Рис. 9.** Исследование полей индуктивных скоростей, создаваемых вторичными вихревыми жгутами вихревого следа НВ на режиме горизонтального полета с малой скоростью  $V = 15$  м/с.

## **Моделирование аэродинамической интерференции несущего и рулевого винтов вертолета**

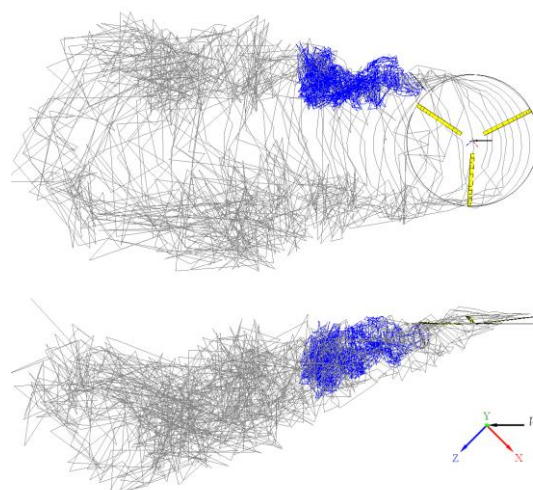
Аэродинамическая интерференция винтов связана с отмеченными выше особенностями формирования вихревого следа за несущим винтом на режиме горизонтального полета и может являться одной из причин резкого изменения тяги рулевого винта, сопровождающейся потерей эффективности путевого управления и возникновением неуправляемого вращения вертолета [6-9].

В ряде случаев, таких как висение в условиях бокового ветра или полет со скольжением, рулевой винт находится непосредственно в области одного из вторичных вихревых жгутов несущего винта, как это показано на рис. 10 для углов скольжения  $\beta_n = -50; 50^\circ$  (на примере комбинации несущего и рулевого винтов вертолета Ми-2). При этом вихревой след рулевого винта испытывает на себе мощное воздействие со стороны вихревого жгута несущего винта.

На рис. 11 показано, как вихревой след рулевого винта наматывается на вихревой жгут несущего винта при угле скольжения  $\beta_n = -50$  и значительно деформируется по сравнению с вихревым следом изолированного винта, работающего в тех же условиях, что приводит к резкому изменению его аэродинамических характеристик.



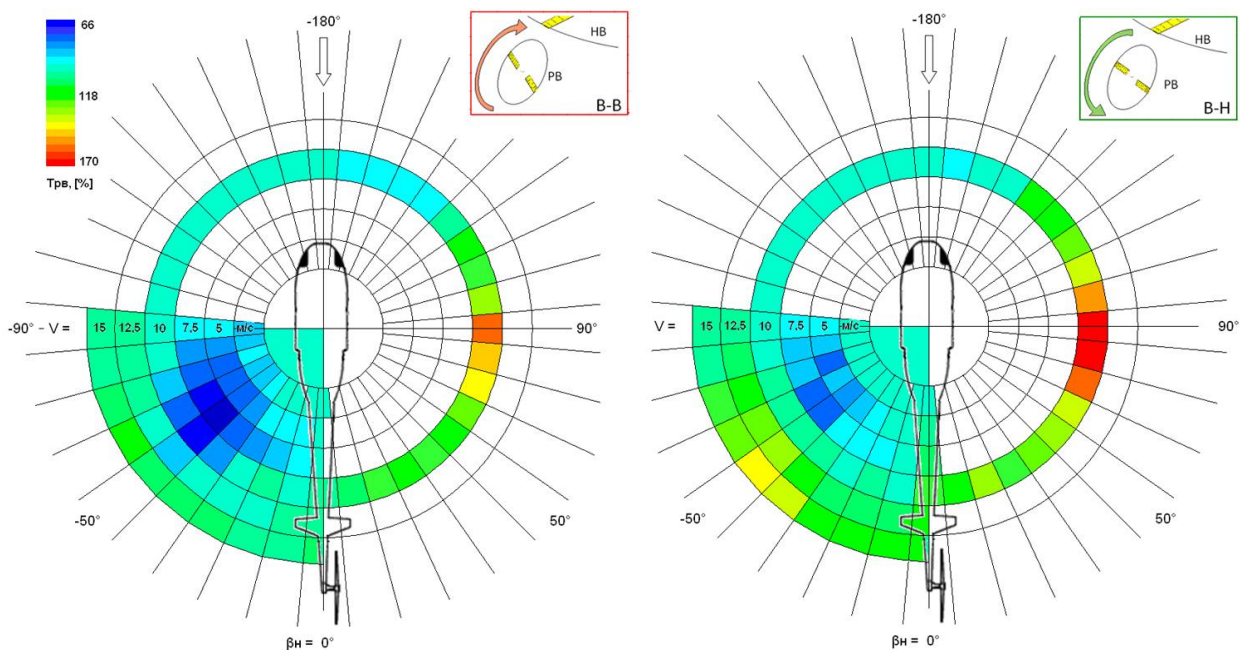
**Рис. 10.** Положение плоскости вращения рулевого винта относительно вторичных вихревых жгутов несущего винта при различных углах скольжения  $\beta_{НВ}$ .



**Рис. 11.** Форма вихревого следа рулевого винта с учетом индуктивного воздействия со стороны несущего винта:  $V = 15$  м/с;  $\beta_{НВ} = -50^\circ$ .

Расчеты аэродинамических характеристик комбинации несущего и рулевого винтов с учетом интерференции, проведенные для различных скоростей полета и углов скольжения, позволяют построить зависимости изменения тяги рулевого винта, такие как «диаграмма интерференции», фрагмент которой изображен на рис. 12.

С использованием данных результатов можно анализировать запасы управляемости вертолета на сложных режимах полета, вырабатывать рекомендации к обеспечению безопасности полета, а также использовать их в программном обеспечении вертолетных тренажеров в виде поправок к характеристикам рулевого винта при моделировании режимов неуправляемого вращения вертолета.

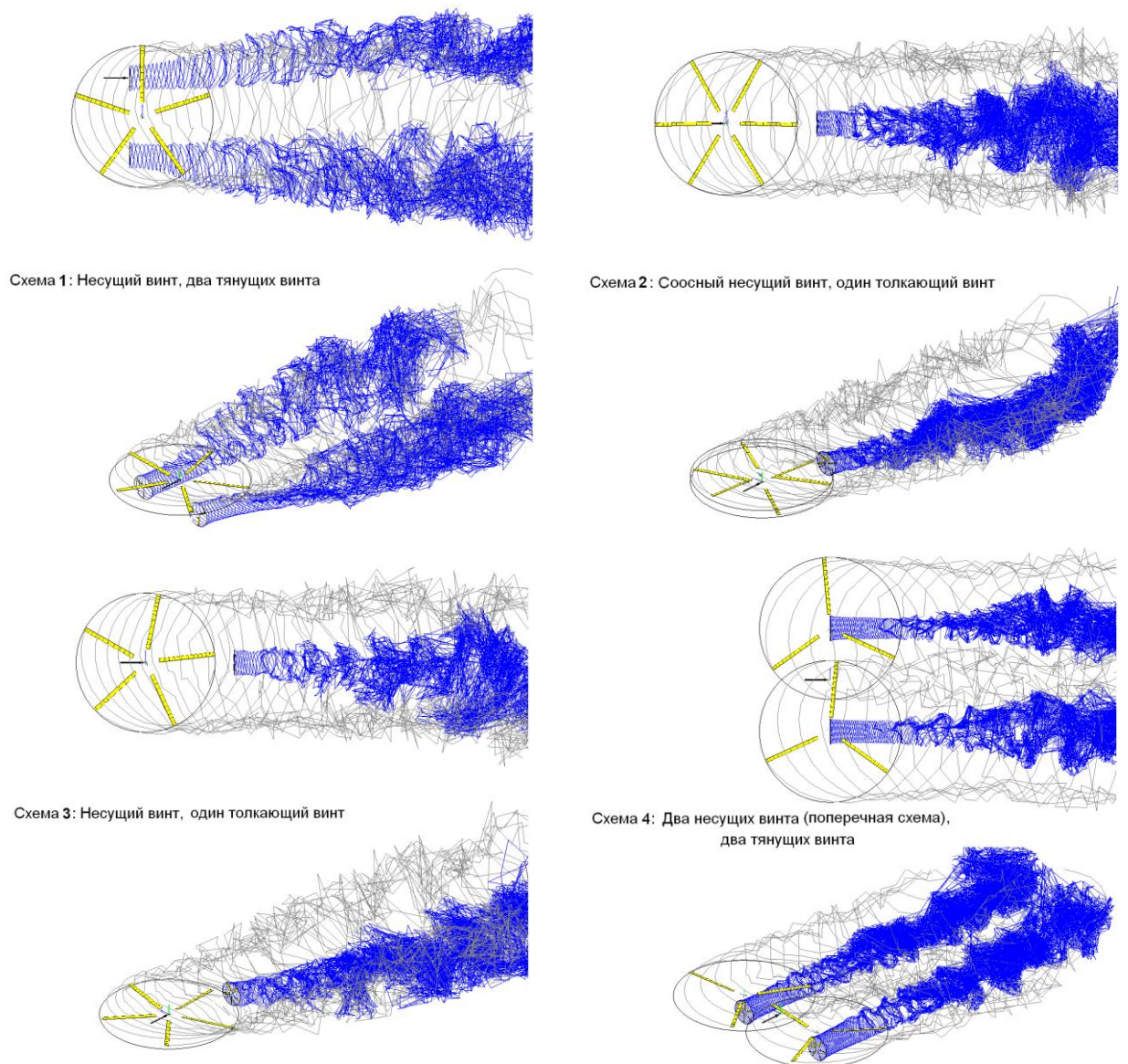


**Рис. 12.** Фрагмент «диаграммы интерференции» - зависимость тяги рулевого винта с учетом интерференции (для двух вариантов направления вращения лопастей) в процентах относительно тяги изолированного рулевого винта.

## **Моделирование аэродинамики многовинтовых конфигураций перспективных скоростных вертолетов различных схем**

Наряду с моделированием интерференции несущего и рулевого винтов перспективной задачей является моделирование аэродинамических характеристик с учетом интерференции винтов для многовинтовых конфигураций перспективных скоростных винтокрылых летательных аппаратов различных схем.

В настоящее время в мире существует несколько основных схем перспективных скоростных винтокрылых летательных аппаратов. Ниже приведены фрагменты результатов расчета вихревого следа несущих и пропульсивных винтов таких аппаратов для четырех самых распространенных аэродинамических схем, которые говорят о возможностях предлагаемого расчетного метода.



**Рис. 13.** Примеры расчетов многовинтовых конфигураций скоростных винтокрылых летательных аппаратов различных схем.

На рис. 13. приведены результаты расчетов режимов горизонтального полета с небольшими скоростями с визуализацией вихревого следа винтов, полученных с учетом аэродинамической интерференции. Вихревой след несущей системы отображен серым цветом, а пропульсивных винтов – синим цветом. Среди представленных на рис. 13. схем: схема 1 - с одним несущим винтом и двумя пропульсивными, вынесенными по бокам (реализуется на винтокрыле Eurocopter X3); схема 2 - схема с соосным несущим винтом с

концепцией ABC и толкающим маршевым винтом (реализуется на винтокрыле Sikorsky X2, S-97 Raider); схема 3 - один несущий винт и один толкающий винт; схема 4 – продольная схема с двумя несущими винтами и двумя пропульсивными.

### **Выводы**

На кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ разработан метод расчета аэродинамических характеристик винта, на базе нелинейной лопастной вихревой модели с учетом диффузии вихревого следа. На базе модели создан программный комплекс, обладающий широкими возможностями для расчета, анализа и графической визуализации аэродинамических характеристик и процессов обтекания винтов вертолета.

Модель и программный комплекс позволяют рассчитывать несущие, рулевые и пропульсивные винты вертолетов любой конфигурации, и их комбинации с учетом интерференции, получая полные аэродинамические характеристики и картины обтекания винтов, в том числе на особых режимах, когда вихревой след за винтом существенно нелинеен.

Модель и программный комплекс используются для решения широкого круга прикладных задач аэродинамики винтов вертолета, ведутся научно-исследовательские работы в интересах предприятий отрасли. Результаты исследований внедрены в учебный процесс на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ

Среди реализованных в настоящее время задач:



- расчет и определение оптимальной аэродинамической компоновки несущего и рулевого винтов из условия обеспечения максимального КПД на режиме висения;

- расчет и анализ режимов «вихревого кольца» и границ области их существования для несущих и рулевых винтов с различной компоновкой;

- определение индуктивного влияния пространственного нелинейного вихревого следа несущего винта вертолета на режимах висения и горизонтального полета на части планера вертолета, хвостовую балку, оперение и рулевой винт;

- расчет интерференции несущего и рулевого винтов при полете вертолета с малыми скоростями, анализ запасов путевой управляемости вертолета на сложных режимах полета, выработка рекомендаций по обеспечению безопасности полета на указанных режимах;

- расчет интерференции несущих, рулевых и пропульсивных винтов скоростных перспективных винтокрылых летательных ЛА различных схем.

### **Библиографический список**

1. 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 Московского авиационного института. 2009. Т.16. №5. С. 24-31.

2. 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 Московского авиационного института. 2009. Т. 16. №6. С. 11-15.

3. 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 // Труды МАИ, 2010, № 38: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=14148>

4. Макеев П. В., Шомов А. И. Численное моделирование режимов «вихревое кольцо» несущего винта вертолета // Труды МАИ, 2011, № 45: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=25459>

5. 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 // Труды МАИ, 2012, № 59: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=34410>

6. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами вертолета на режиме горизонтального полета со скольжением // Труды МАИ, 2013, № 69: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=43132>

7. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами вертолета при вертикальном снижении, включая режим «вихревого кольца» несущего винта // Труды МАИ, 2013, № 69: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=43135>

8. 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.
9. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Интерференция несущего и рулевого винтов вертолета при полете со скольжением // Труды МАИ, 2015, № 82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58605>
10. Dehaeze F., Barakos G.N., Batrakov A.S., Kusyumov A.N., Mikhailov S.A. Simulation of flow around airfoil with DES model of turbulence // Труды МАИ, 2013, № 59: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=34840>
11. Вершков В.А., Воронич И.В., Вышинский В.В. Методические особенности численного моделирования в рамках сеточных методов поля течения около несущего винта на режиме висения с учетом вихревой структуры // Труды МАИ, 2015, № 82: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=58628>
12. Шайдаков В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта вертолета в режиме осевой обдувки с учетом нелинейности вихревого следа // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т.17. №5. С. 7.
13. Щеглова В.М. Метод аэродинамического расчета несущего винта с учетом диффузии свободных вихрей для малых скоростей полета // Ученые записки ЦАГИ. 2011. Т. XLII. № 2. С. 33-52.
14. Крицкий Б.С., Махнёв М.С., Миргазов Р.М., Субботина П.Н., Требунских Т.В. Определение аэродинамических характеристик одиночной лопасти

несущего винта в пакетах FLOEFD, ANSYS FLUENT И RC-VTOL // Научный

Вестник МГТУ ГА. 2016. № 223 (1). С. 77-83.