

УДК 629.735.33

## Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолѐта методом CFD

Ю.М. Игнаткин, С.Г. Константинов

*Представлены результаты расчѐтов аэродинамических характеристик несущего винта вертолѐта на режиме висения. Расчѐты выполнены методом численного моделирования гидродинамических процессов (CFD) на суперкомпьютере МАИ. Приведено сравнение результатов расчѐта с экспериментом. Исследованы характер течения в концевой части лопасти, форма вихревого следа, поле индуктивных скоростей, создаваемых несущим винтом. Проведен анализ влияния отгиба трёх типов законцовок на относительный КПД винта.*

**Ключевые слова:** аэродинамические характеристики; законцовки лопасти несущего винта вертолѐта; методы CFD.

Лѐтно-технические характеристики вертолѐтов в значительной степени определяются аэродинамическим совершенством его несущего винта (НВ). Лопасты НВ работают в сложных условиях, определяемых изменением по радиусу и азимутальному положению лопасти углов атаки её сечений  $\alpha$  и чисел Маха. В силу особенности работы элементов лопастей, обусловленных их вращением и увеличением скорости потока по радиусу, на небольшом концевом участке лопасти реализуется значительная часть тяги и крутящего момента. Выбор рациональной геометрии концевой части лопасти (законцовки) может заметно улучшить аэродинамические характеристики винта в целом.

Поэтому целью данной работы было исследование влияния геометрии концевой части лопасти и, в частности, её отгиба вниз от плоскости вращения на аэродинамические характеристики НВ на режиме висения, являющимся одним из напряжѐнных по мощности режимов работы.

Исследованиям геометрии концевой части лопасти было посвящено ряд отечественных экспериментальных и расчѐтных работ [1...4;7;9...17;21], а так же большое количество зарубежных исследований [23;25...28].

Тем не менее, ощущается недостаток информации по данному вопросу, так как экспериментальные и теоретические исследования имеют ограниченный характер, а вихревые методы расчёта не позволяют в полной мере оценить влияние сложной геометрии концевой части лопасти.

Так, в вихревых подходах, основанных на теории несущей линии, применяется гипотеза плоских сечений, которая даёт погрешности при расчёте характеристик концевых участков лопастей. Кроме того, в вихревых методах часто используются затабулированные аэродинамические характеристики профилей, которые получают из эксперимента. В результате, эти методы оказываются завязанными на проведении предварительных дорогостоящих продувок моделей крыльев, на основе которых получают характеристики профилей.

В связи с этим, в данной работе, для полного учёта всех особенностей пространственного обтекания концевой части лопасти при расчёте аэродинамических характеристик НВ предлагается использовать метод вычислительной гидродинамики (CFD) [18;19;22...26;28]. Данный метод позволяет рассчитывать аэродинамические характеристики лопастей любой геометрической формы с произвольным набором профилей, а так же проводить всесторонний анализ обтекания любого участка лопасти и окружающего пространства. Широкая информативность метода CFD о характере течений, распределении давления, завихрённости, поля скоростей, зон отрыва и вихревых структур даёт возможность последовательного изменения рассматриваемой геометрии с целью её оптимизации. С помощью данного метода можно получать количественные оценки результатов изменения геометрии винта на этапе проектирования вертолёта.

Необходимо отметить, что расчёты аэродинамических характеристик всей геометрии винта вертолёта методами CFD в настоящее время требуют значительных затрат вычислительных ресурсов и времени, но при существующих темпах развития вычислительной техники эта проблема исчезнет.

## Расчёт аэродинамических характеристик несущего винта вертолѐта на режиме висения

Для оценки достоверности используемого метода был произведен расчёт аэродинамических характеристик НВ вертолѐта Ми-8 [6;8] со следующими параметрами: количество лопастей  $\kappa_L = 5$ ; заполнение НВ  $\sigma = 0.077$ ; окружная скорость концов лопастей  $\omega R = 214 \text{ м/с}$ ; крутка лопасти  $\Delta\varphi_\Sigma = -6^\circ$ ; хорда лопасти  $b = 0.52 \text{ м}$ ; радиус НВ  $R = 10.5 \text{ м}$ . Лопасть имела жѐсткое крепление ко втулке НВ и прямоугольную форму в плане с профилем НАСА-230-12 по всей длине. Расчёт аэродинамических характеристик НВ проводился для углов установки лопасти в характерном сечении на относительном радиусе  $\bar{r} = r_i/R = 0.7$ :  $\varphi_{0.7} = 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ$ .

Вычисления проводились на суперкомпьютере МАИ с использованием программного комплекса ANSYS FLUENT [19]. Исходя из возможностей вычислительных ресурсов, для описания движения вязкого турбулентного потока сжимаемого газа использовались осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, замкнутые моделью турбулентности Spalart-Allmaras [25]. На основе предварительных исследований [15], проведенных на профилях и законцовках лопастей было установлено, что данная модель турбулентности в сравнении с другими показала результаты наиболее близкие к эксперименту при меньшем расчётном времени. Кроме того, реализованная в этой модели коррекция турбулентной вязкости в ядре вихря позволяет точнее рассчитывать эффекты вращения в турбулентных потоках при моделировании вихревых структур в расчетах аэродинамических характеристик винтов вертолѐта [20].

Расчётные сетки создавались с помощью программы ANSYS ICEM CFD и имели блочно-структурированную топологию (рис.1 а)). Границы нижней и боковой расчётной области располагались от модели НВ на  $3R$ , верхней на  $2R$ . Каждая расчётная сетка модели НВ содержала около пяти миллионов гексаэдрических ячеек. Лопасти разбивались по радиусу на 100 равных участков (отсеков) (рис. 1 б)). Для достоверного определения аэродинамических характеристик НВ расчётные сетки были адаптированы к особенностям обтекания лопастей и строились со сгущением по количеству ячеек в концевых и комлевых участках лопастей.

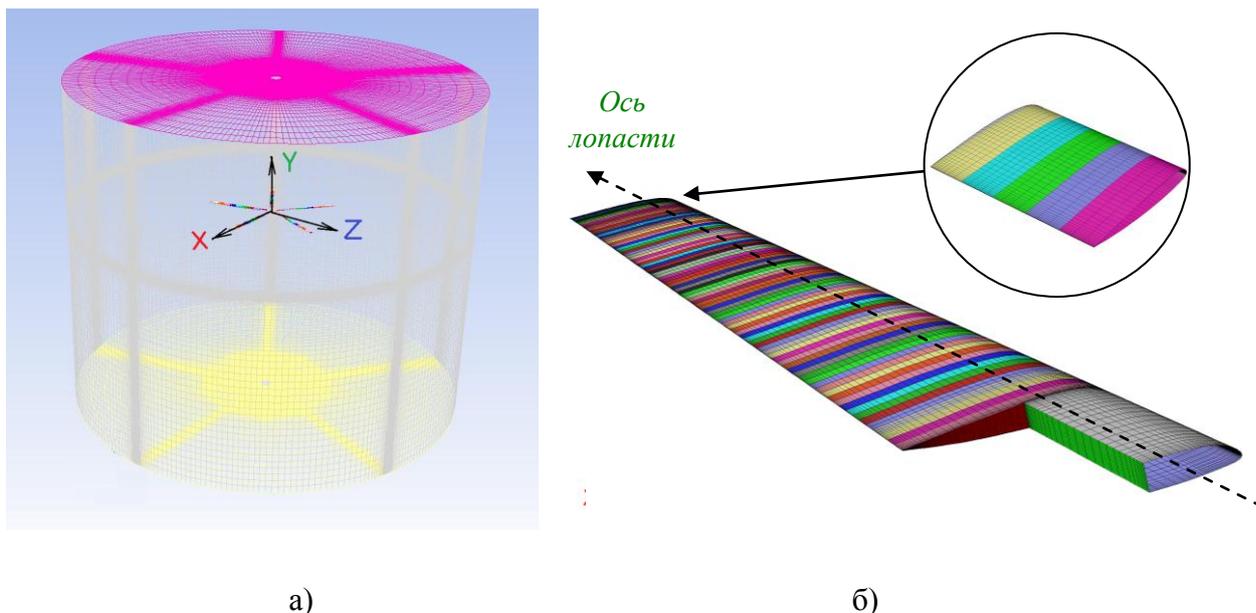


Рис. 1. а) Расчётная область модели НВ вертолёт; б) Поверхностная сетка расчётной модели лопасти

На рис. 2...8 представлены результаты расчетов основных характеристик НВ вертолёт рассчитанные методом CFD при  $C_T/\sigma = 0.175$  и  $\varphi_{0,7} = 10^\circ$  (где:  $C_T$  - коэффициент тяги НВ).

На рис. 2 представлена пространственная форма линий тока, исходящих с торцевых участков лопастей в месте формирования концевых вихрей. По форме данных линий тока можно судить о пространственной структуре концевых вихрей. Из представленной картины видно, что вблизи плоскости вращения НВ, как и в эксперименте [5], наблюдается поджатие следа. Также наблюдается диффузия вихрей по мере их удаления от лопастей.

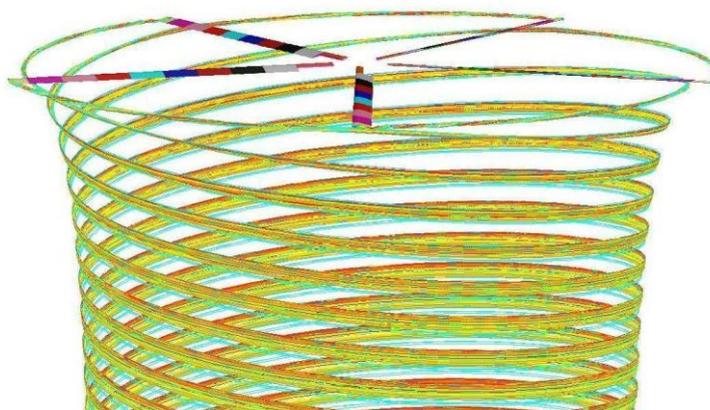


Рис. 2. Форма линий тока, соответствующих положению концевых вихрей НВ

На рис. 3, 4 представлены результаты расчёта осевого и радиального смещения концевых вихря лопасти в зависимости от его азимутального положения  $\psi$ . Угол  $\psi$  отсчитывался от оси лопасти расположенной на  $0.25b$  от передней кромки лопасти. Здесь же для сравнения приводятся результаты экспериментов по визуализации положения концевых вихревых жгутов методом дымовых спектров A.J. Landgrebe и J.D. Kocurek, J.D. Tangler [4].

Видно, что результаты расчётов удовлетворительно согласуются с представленными экспериментальными данными, что говорит о достоверности применяемого расчётного метода. Минимальный относительный радиус поджатия границы струи, как и в эксперименте, получился равным  $\bar{r} \approx 0.78$ .

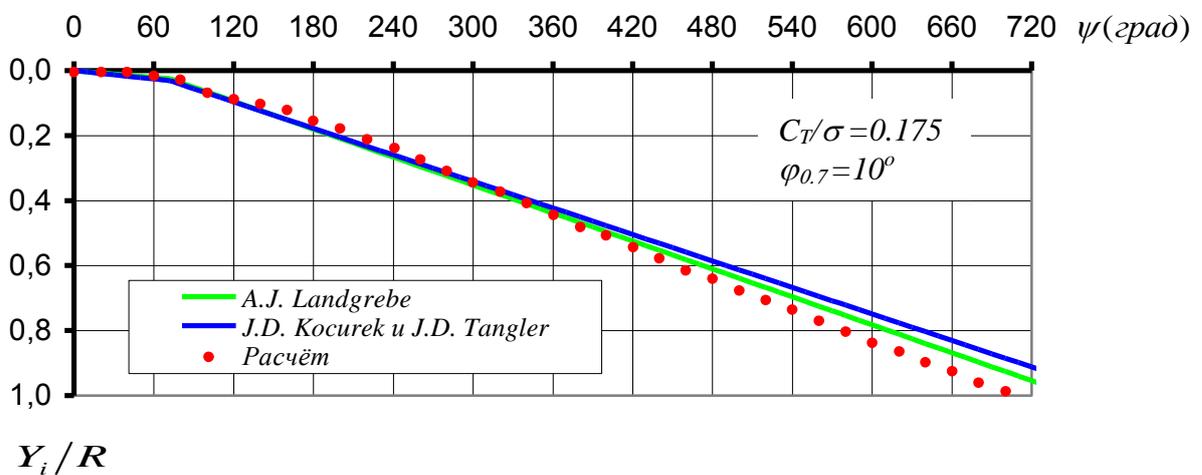


Рис. 3. Координаты осевого смещения концевых вихря в зависимости от его азимутального положения

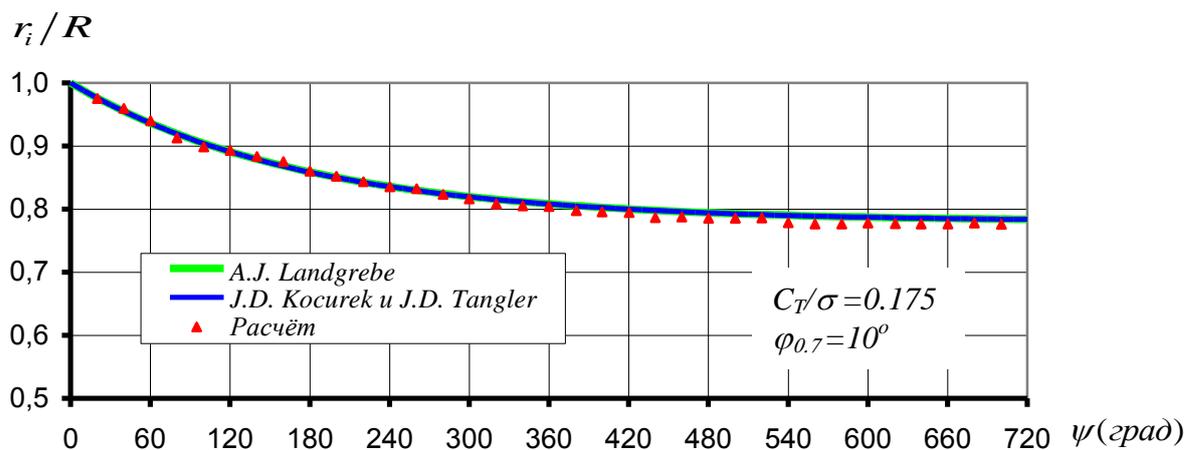


Рис. 4. Координаты радиального смещения концевых вихря в зависимости от его азимутального положения

На рис. 5 при виде сверху представлены линии тока, в окрестности нижней и верхней поверхности лопасти. Линии тока, соответствующие нижней части лопасти, выделены красным цветом, верхней - синим. Видно, что на верхней части законцовки лопасти (рис. 5 а)) линии тока направлены в сторону комля винта, а на нижней в сторону обтекателя законцовки. Данный эффект возникает в результате перетекания воздуха с нижней поверхности на верхнюю, приводя к формированию концевой вихревой жгута. Также (рис. 5 б)) видно, что по мере приближения к концевому участку лопасти проявляется воздействие радиального течения направленного вдоль лопасти к комлю. Таким образом, представленные на рис. 5 картины обтекания свидетельствуют о нарушении гипотезы плоских сечений в концевых участках лопасти.

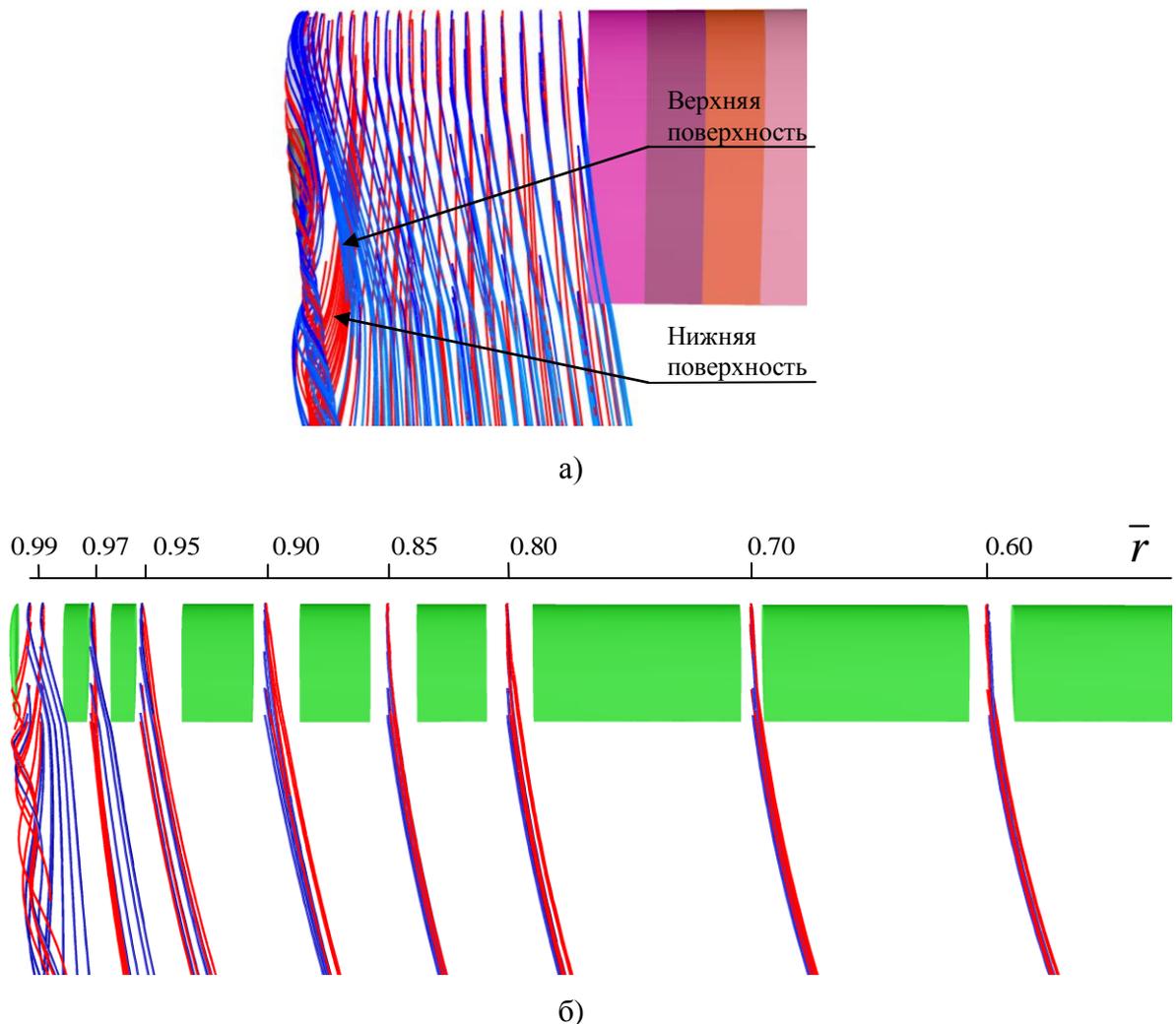


Рис. 5. Картина обтекания участков лопасти на различных относительных радиусах  
 $(C_T/\sigma=0.175, \varphi_{0.7}=10^\circ)$

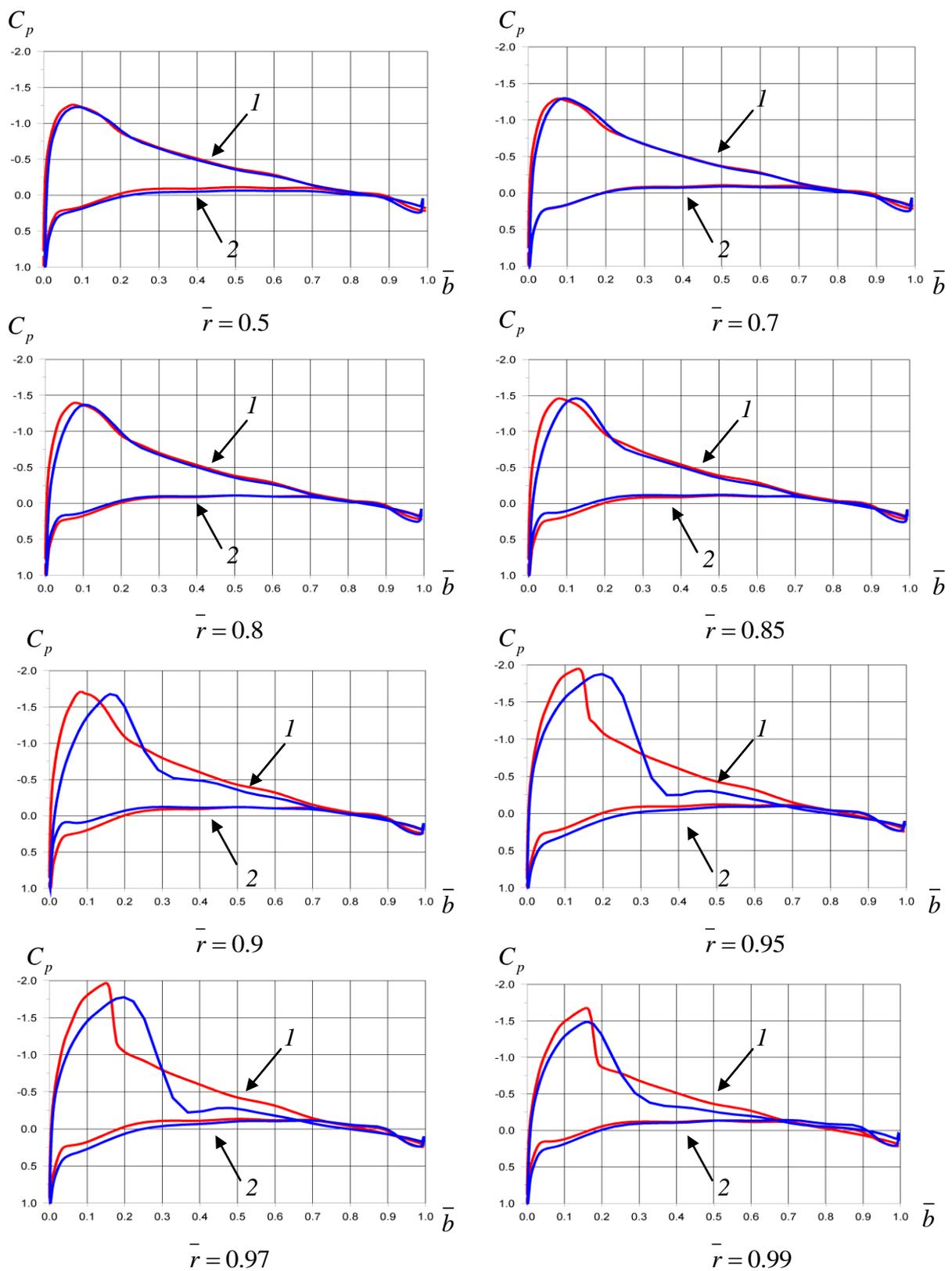


Рис. 6. Распределение коэффициента давления  $C_p$  вдоль хорды профиля на относительных радиусах лопасти  $\bar{r} = 0.5; 0.7; 0.8; 0.85; 0.9; 0.95; 0.97; 0.99$

1 – верхняя часть профиля; 2 – нижняя часть профиля; — двухмерное обтекание ( $V = \omega R$ );

— пространственное обтекание с учётом вращения лопастей

На рис. 6 приведены эпюры распределения коэффициента давления  $C_p$  вдоль хорды профиля, полученные данным методом с учётом вращения лопасти на  $\bar{r} = 0.5; 0.7; 0.8; 0.85; 0.9; 0.95; 0.97; 0.99$ , а также при плоскопараллельном обтекании профилей ( $V = \omega R$ ) на этих же радиусах при одинаковых значениях коэффициента подъемной силы  $C_y$  и чисел Маха. Сравнительный анализ эпюр показывает, что до  $\bar{r} = 0.9$  эпюры распределения давления, рассчитанные для двух случаев практически совпадают и гипотеза плоских сечений соблюдается, а при  $\bar{r} > 0.9$  возникают различия в эпюрах, вследствие пространственного обтекания, что говорит о некотором нарушении гипотезы плоских сечений в концевой части лопасти.

На рис. 7 представлены эпюры распределения вертикальной составляющей индуктивной скорости  $v_y$  по радиусу на различном относительном удалении  $\bar{Y} = Y_i / R$  перед винтом, а также за винтом, представленные в плоскости проходящей через ось вращения винта и ось лопасти ( $\psi = 0^\circ$ ), см. рис. 1. Из представленных эпюр можно проследить изменение профиля скорости  $v_y = f(\bar{r})$  по мере приближения сверху к плоскости вращения винта и удаления вниз от неё. Видно, что на большом расстоянии перед винтом ( $\bar{Y} = +1.5$ ) индуктивная скорость очень мала по величине. По мере приближения к плоскости вращения ( $\bar{Y} = +0.1$ ) её значение возрастает. После прохождения плоскости вращения значение индуктивной скорости резко увеличивается. Под винтом при  $\bar{Y} = -0.01$  на  $\bar{r} \approx 0.92$  (обозначено звёздочкой) виден нелинейный всплеск индуктивной скорости, который обусловлен влиянием концевого вихря, отходящего от предыдущей лопасти. На большом удалении вниз от винта ( $\bar{Y} = -3.0$ ) значение индуктивной скорости начинает уменьшаться вследствие диффузии свободного вихревого следа. Представленные эпюры индуктивных скоростей могут быть построены и для других азимутов, что даёт полную картину пространственного обтекания винта. Такая информация позволяет оценить воздействие винта на находящиеся в потоке элементы вертолѐта (фюзеляж, крыло, хвостовую балку), а также оценить интерференцию винтов соосной несущей системы на режиме висения.

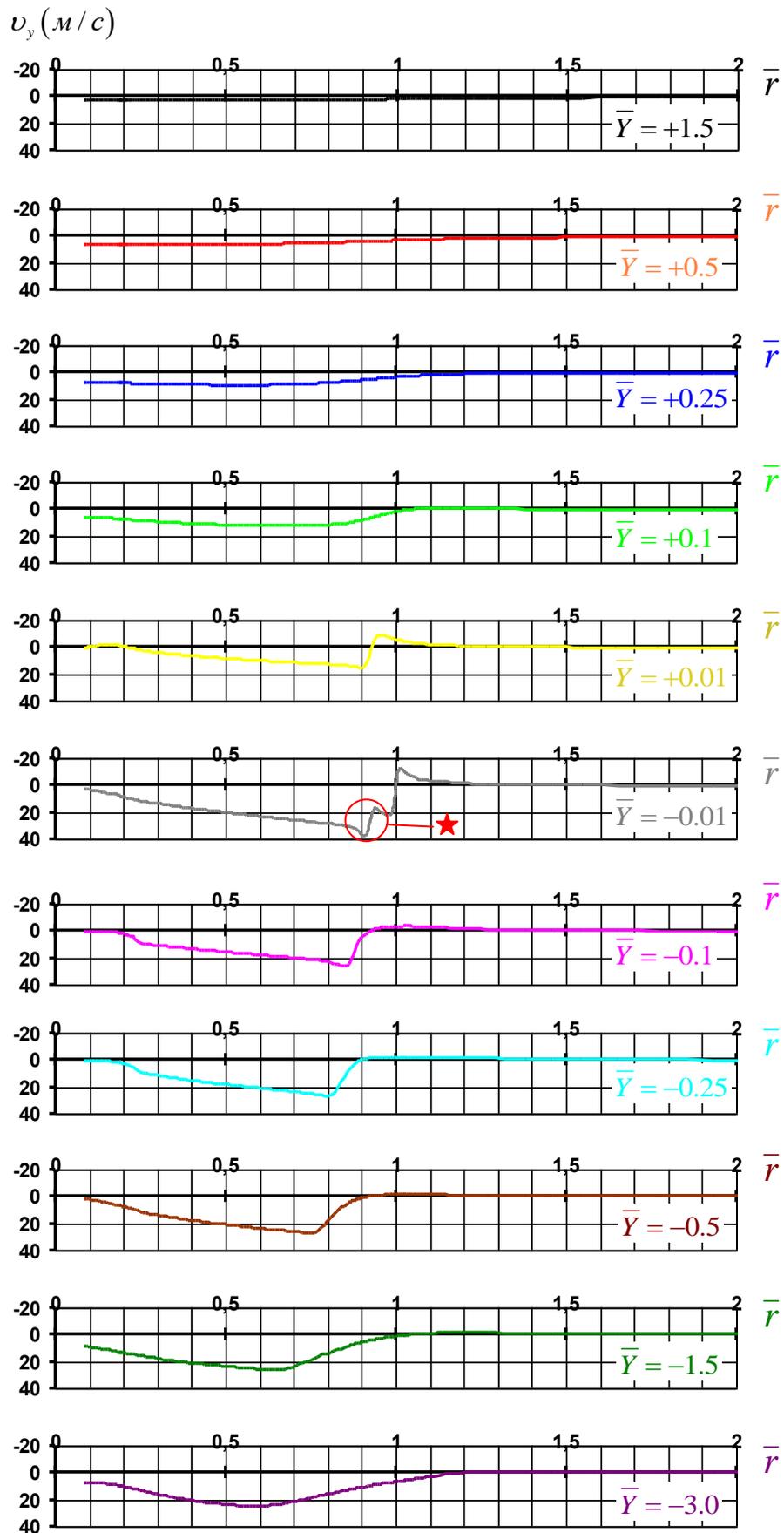


Рис. 7. Распределение мгновенных индуктивных скоростей в зависимости смещения от плоскости вращения несущего винта вертолёта на азимуте  $\psi = 0^\circ$  при  $C_T/\sigma = 0.175$ ,  $\varphi_{0.7} = 10^\circ$

На рис. 8 изображено поле завихрённости расчётной области в плоскостях, проходящих через ось вращения винта и оси лопастей ( $\psi = 0^0$ ). На рисунке хорошо видны расположения дискретных концевых и комлевых ядер вихревых жгутов, положение вихревого следа, в том числе, положение вихревой пелены. Видно, что замкнутые области завихрённости, свидетельствующие о наличие дискретных концевых вихревых жгутов, существуют под винтом на расстоянии приблизительно равном радиусу НВ, а затем вследствие диффузии размываются, образуя непрерывную область завихрённости. Аналогичное явление наблюдалось и в лётных экспериментах по визуализации вихревых структур вертолёта Ми-8 [5].

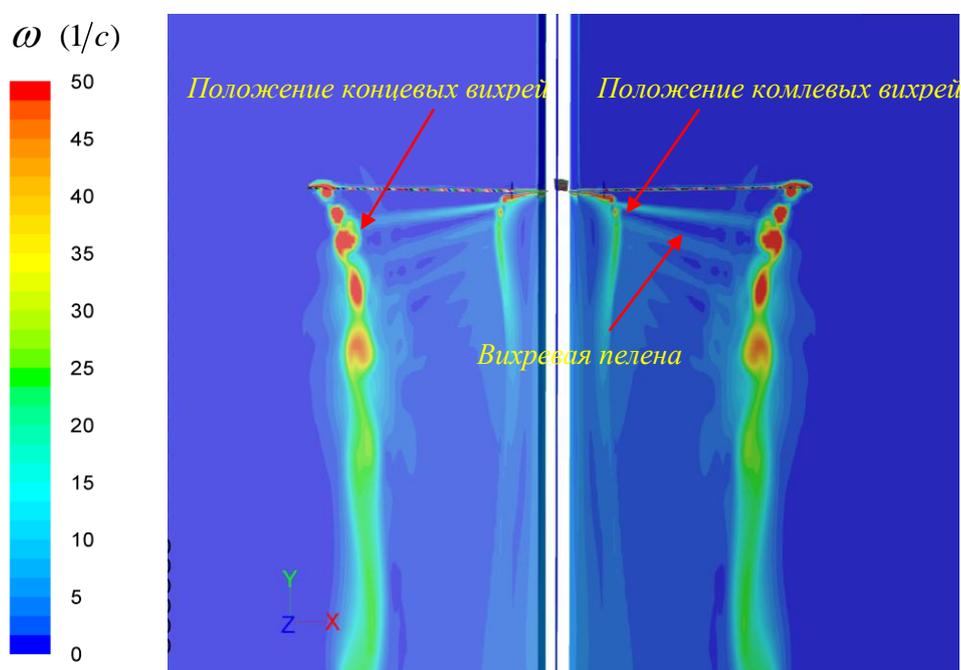


Рис. 8. Поле завихрённости в сечении расчётной области ( $C_T/\sigma=0.175$ ,  $\varphi_{0.7}=10^0$ )

На рис. 9 представлены расчётная и экспериментальная поляры НВ  $C_T = f(m_k)$  (где:  $m_k$  - коэффициент крутящего момента НВ). Видно, что результаты расчётов имеют удовлетворительное совпадение с экспериментом [8].

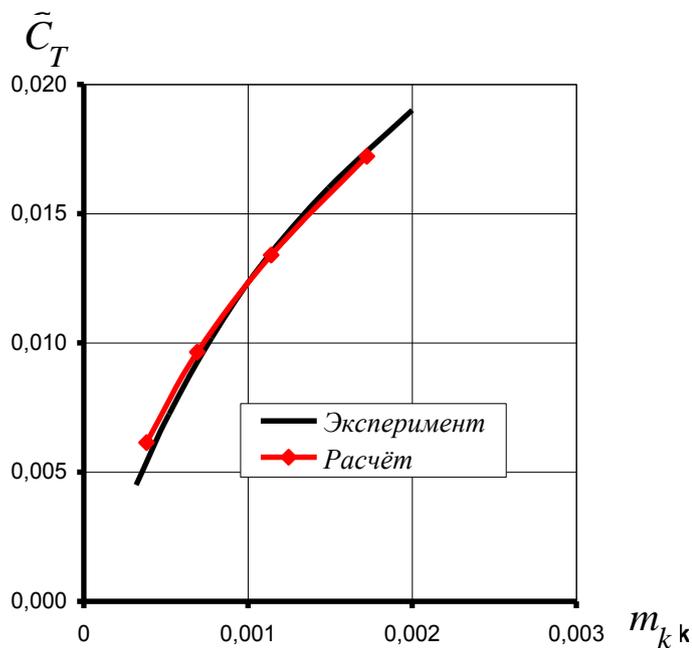


Рис. 9. Сопоставление расчётной и экспериментальной поляр несущего винта вертолѐта Ми-8

Данные результаты могут быть использованы для уточнения расчётных вихревых моделей при учёте диффузии концевых вихревых жгутов.

## Исследование влияния геометрии концевой части лопасти несущего винта на его аэродинамические характеристики

На основании предварительного анализа [13;15] для исследований было отобрано три варианта законцовок лопастей, располагаемых с относительного радиуса  $\bar{r} = 0.95$ .

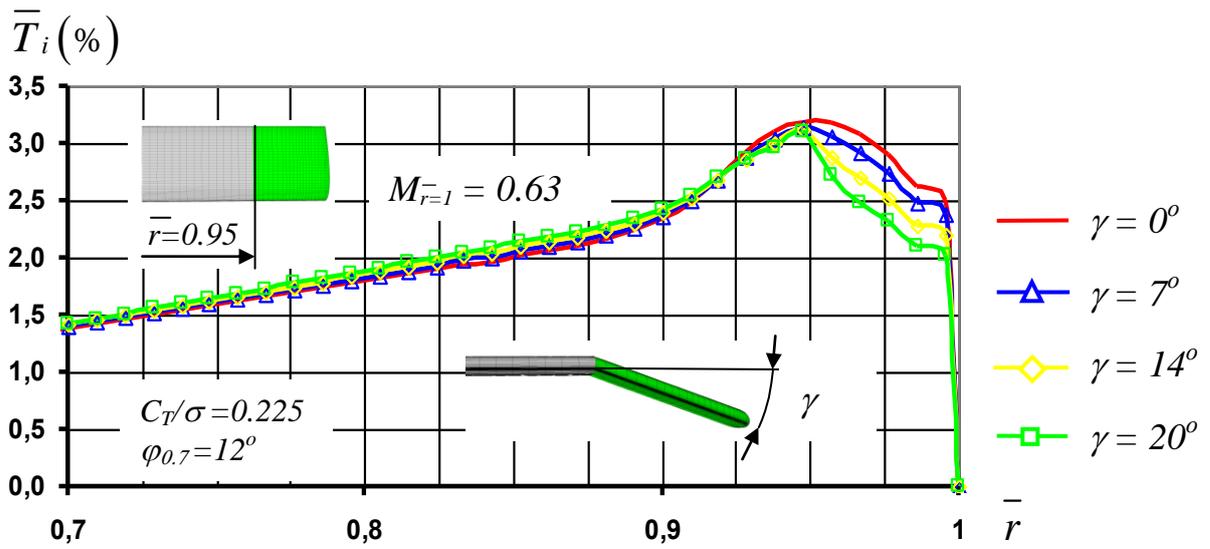
Первая законцовка имела традиционную прямоугольную форму в плане (рис. 10).

Вторая законцовка имела стреловидную и сужающуюся форму в плане (рис. 11). Угол стреловидности по передней кромке  $33^\circ$  и сужение  $\eta = 1.5$ .

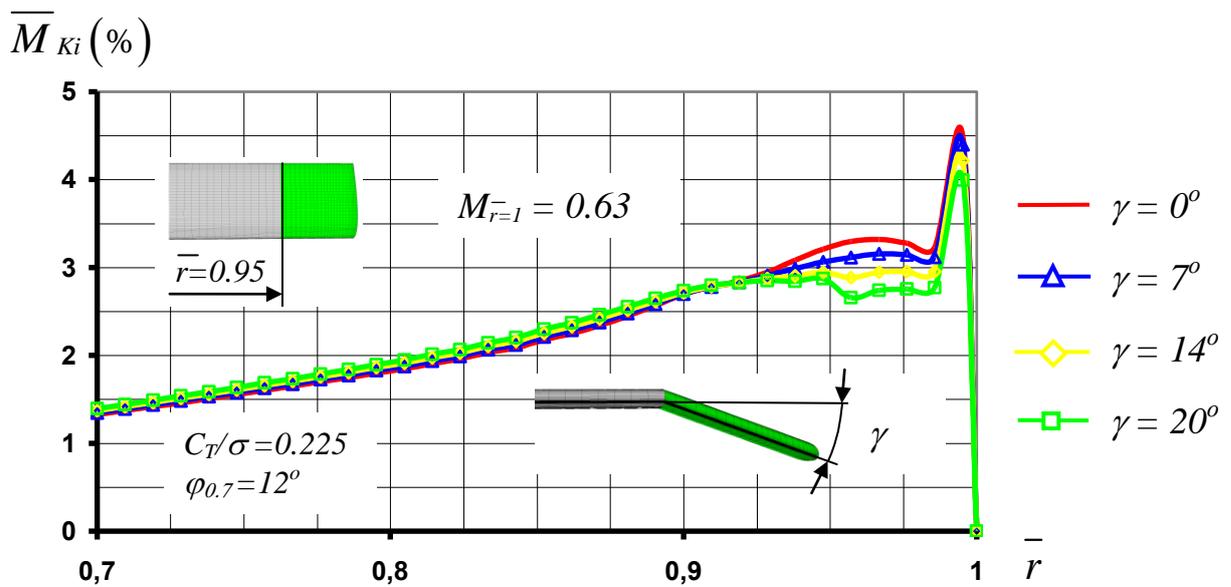
Расчёты для законцовок №1,2 производились при различных значениях углов их отгиба относительно плоскости вращения  $\gamma = 0^\circ, 7^\circ, 14^\circ, 20^\circ$ .

Третья законцовка по передней кромке имела скруглённую переднюю кромку с переменным углом стреловидности, который плавно увеличивался от  $0^\circ$  до  $80^\circ$  в концевой части (рис. 12). Отгиб третьей законцовки производился таким образом, чтобы на  $\bar{r} = 0.95$  законцовка имела плавное сопряжение с лопастью см. рис. 12. Эквивалентный угол отгиба определялся положением концевого участка законцовки и имел величину  $\gamma = 0^\circ, 7^\circ, 14^\circ$  и  $20^\circ$ .

На рис. 10...12 представлены распределения погонной относительной тяги  $\bar{T}_i = f(\bar{r})$  и погонного относительного крутящего момента  $\bar{M}_{Ki} = f(\bar{r})$  вдоль относительного радиуса лопасти по  $n$  расчётным участкам при различных углах отгиба для рассматриваемых вариантов законцовок (где:  $\bar{T}_i = T_i / \Sigma T \cdot 100\%$ ,  $\bar{M}_{Ki} = M_{Ki} / \Sigma M_K \cdot 100\%$ ,  $\bar{r} = \bar{n} = n/100$ ). Лопасти разбивались на 100 равных участков. Видно, что при отгибе всех законцовок наблюдается следующий эффект. Погонная сила тяги в концевой части лопасти (с относительного радиуса  $\bar{r} \approx 0.92...0.93$ ) при отгибе уменьшается, а в комлевой части - возрастает. Аналогично происходит перераспределение погонного крутящего момента, в результате чего при отгибе наблюдается уменьшение радиуса приложения силы сопротивления лопасти, приводящее к росту относительного КПД винта для всех трёх законцовок, что иллюстрируют графики, представленные на рис. 13...15. Значение относительного КПД вычислялось по формуле:  $\eta_0 = C_T^{3/2} / 2m_K$ , а величина относительного прироста КПД  $\Delta\eta_0$  рассчитывалась по формуле:  $\Delta\eta_0 = \eta_0(\gamma) - \eta_0(\gamma = 0)$ .

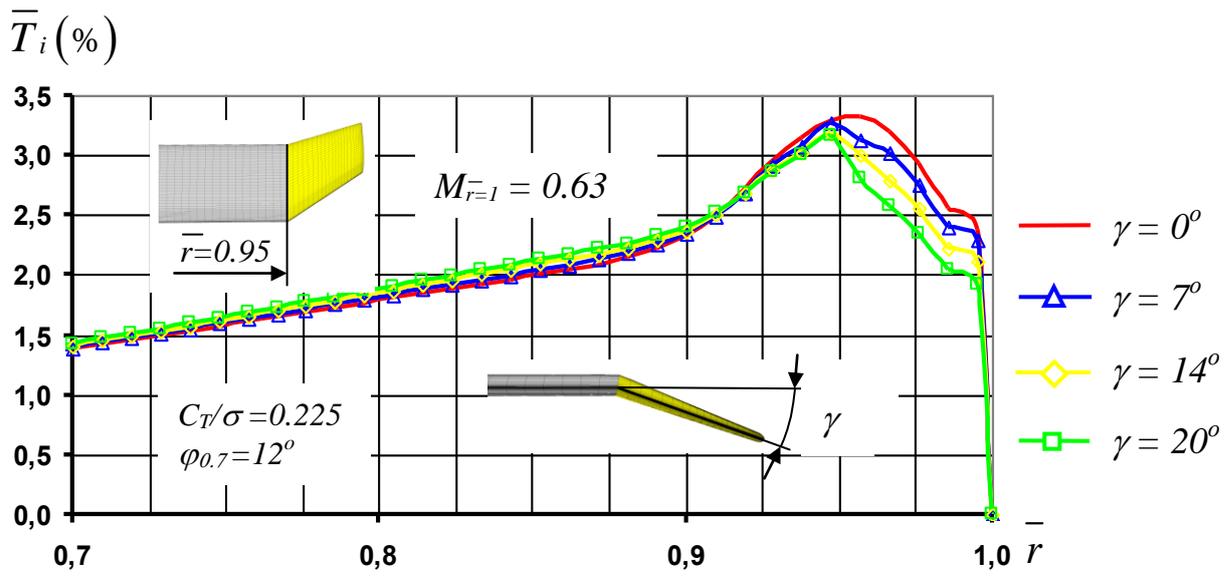


a)

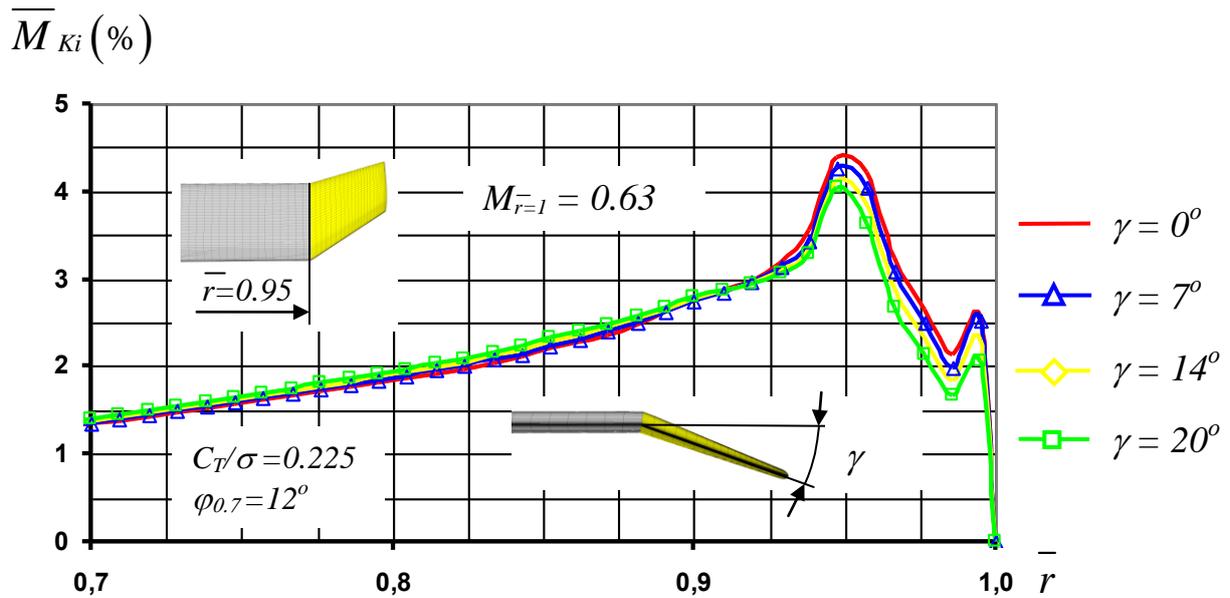


б)

Рис. 10. Зависимости относительной погонной тяги и относительного крутящего момента НВ по относительному радиусу лопасти законцовки №1 при  $\gamma = 0^\circ; 7^\circ; 14^\circ; 20^\circ$

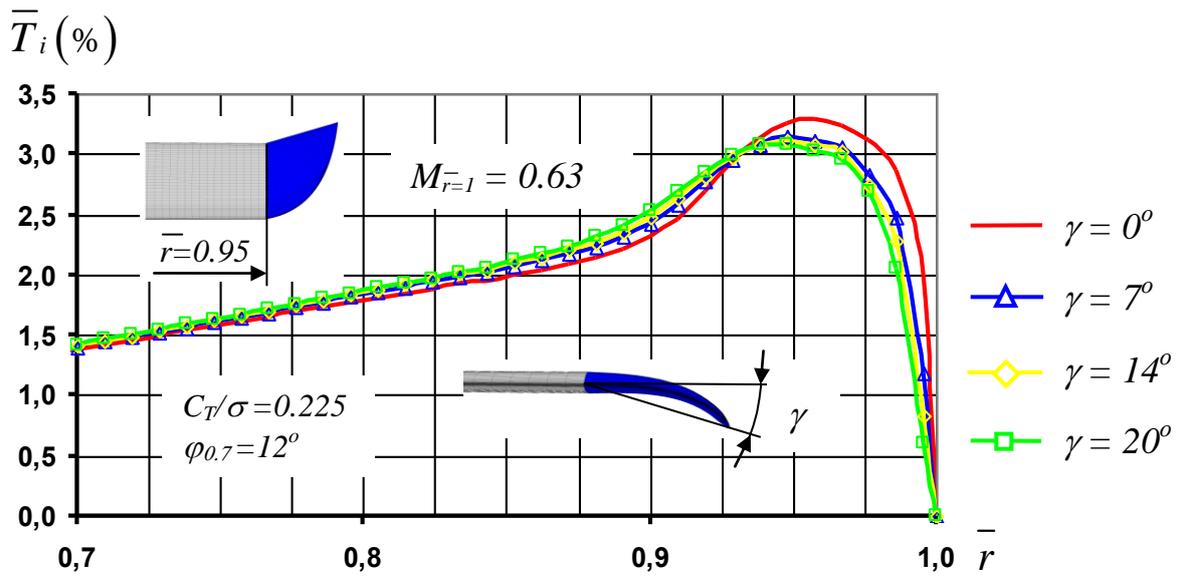


a)

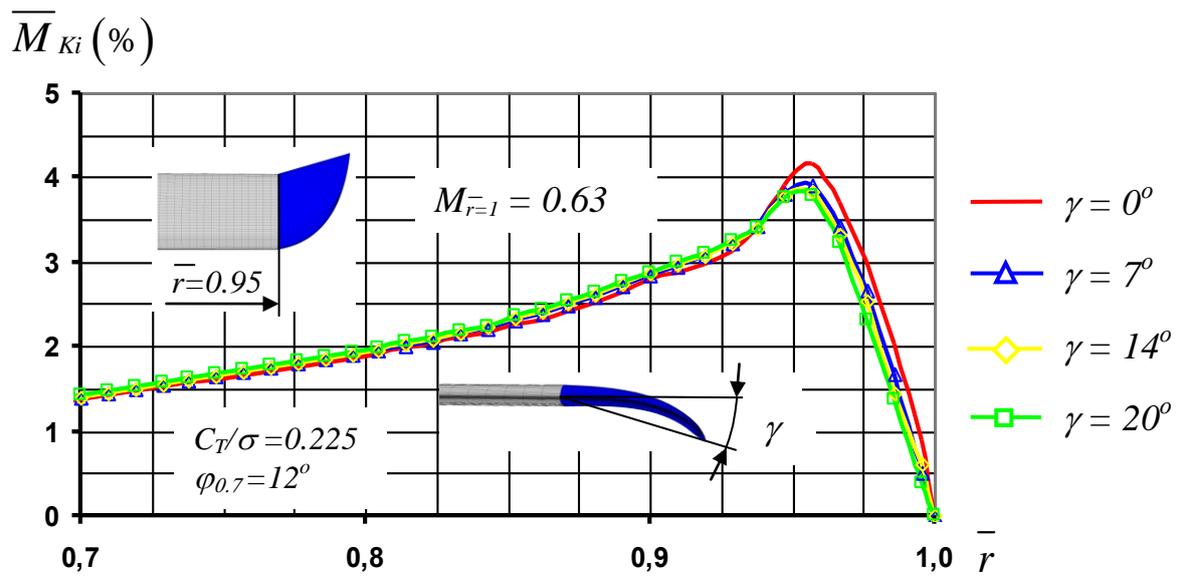


б)

Рис. 11. Зависимости относительной погонной тяги и относительного крутящего момента НВ по относительному радиусу лопасти законцовки №2 при  $\gamma = 0^\circ; 7^\circ; 14^\circ; 20^\circ$



a)



б)

Рис. 12. Зависимости относительной погонной тяги и относительного крутящего момента НВ по относительному радиусу лопасти законцовки №3 при  $\gamma = 0^\circ; 7^\circ; 14^\circ; 20^\circ$

Из приведенных зависимостей (рис. 13...15) следует, что наибольший прирост относительного КПД НВ для каждого варианта законцовки при  $\gamma = 20^\circ$  составляет около 2,5% при числе  $M_{\bar{r}=1} = 0.63$  и  $C_T / \sigma = 0.175$ . При большем значении  $C_T / \sigma = 0.225$  прирост КПД уменьшается.

На рис. 14 для сравнения представлены экспериментальные значения прироста относительного КПД, полученные для модели двухлопастного винта в МАИ [16] при  $M_{\bar{r}=1} = 0.42$ ,  $C_T / \sigma = 0.2$ . Небольшой прирост КПД в эксперименте объясняется тем, что модельные лопасти не имели крутки, а в расчётах исследуемые лопасти были закручены на угол  $\Delta\varphi_\Sigma = -6^\circ$ . Здесь же на рис. 14 приведены результаты лётных испытаний винта вертолёта S-76 при  $M_{\bar{r}=1} = 0.65$ ,  $C_T / \sigma = 0.175$ . Концевые части лопастей в обоих экспериментах были близкими к форме геометрии законцовки №2, что позволило провести их сравнение. Видно, что расчётные значения прироста КПД законцовки №2 удовлетворительно коррелируются с экспериментальными данными.

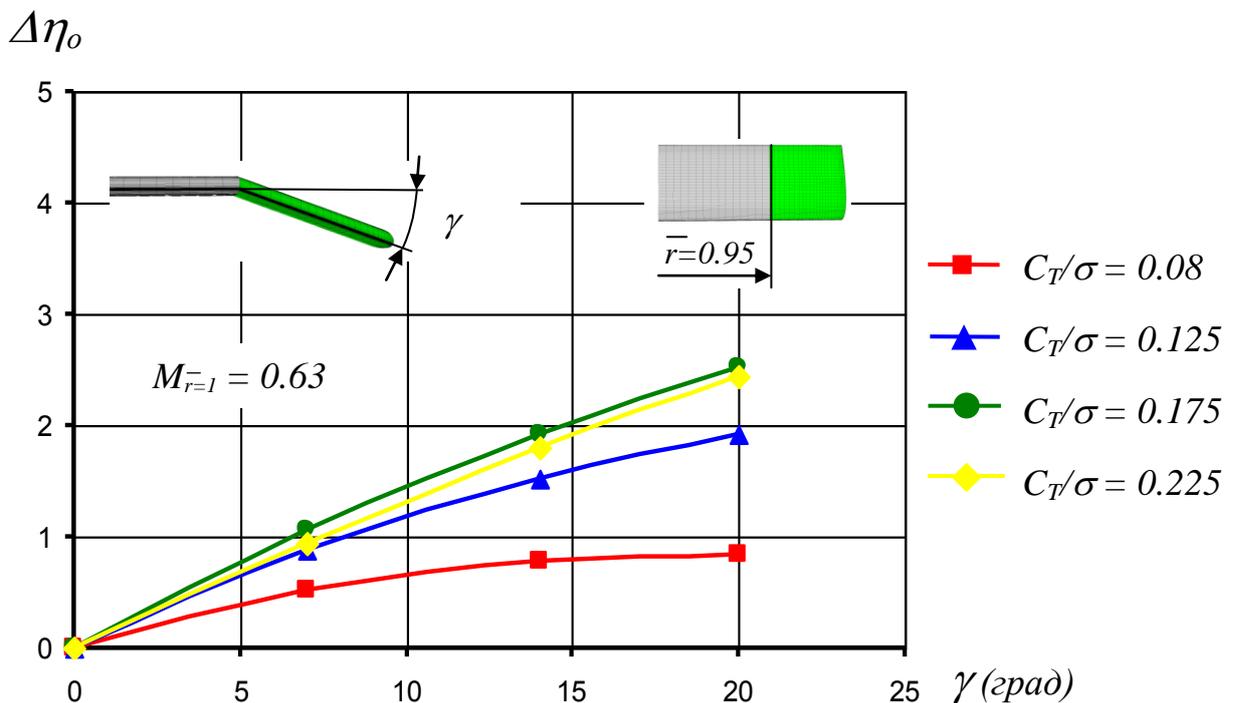


Рис. 13. Прирост относительного КПД от угла отгиба законцовки №1

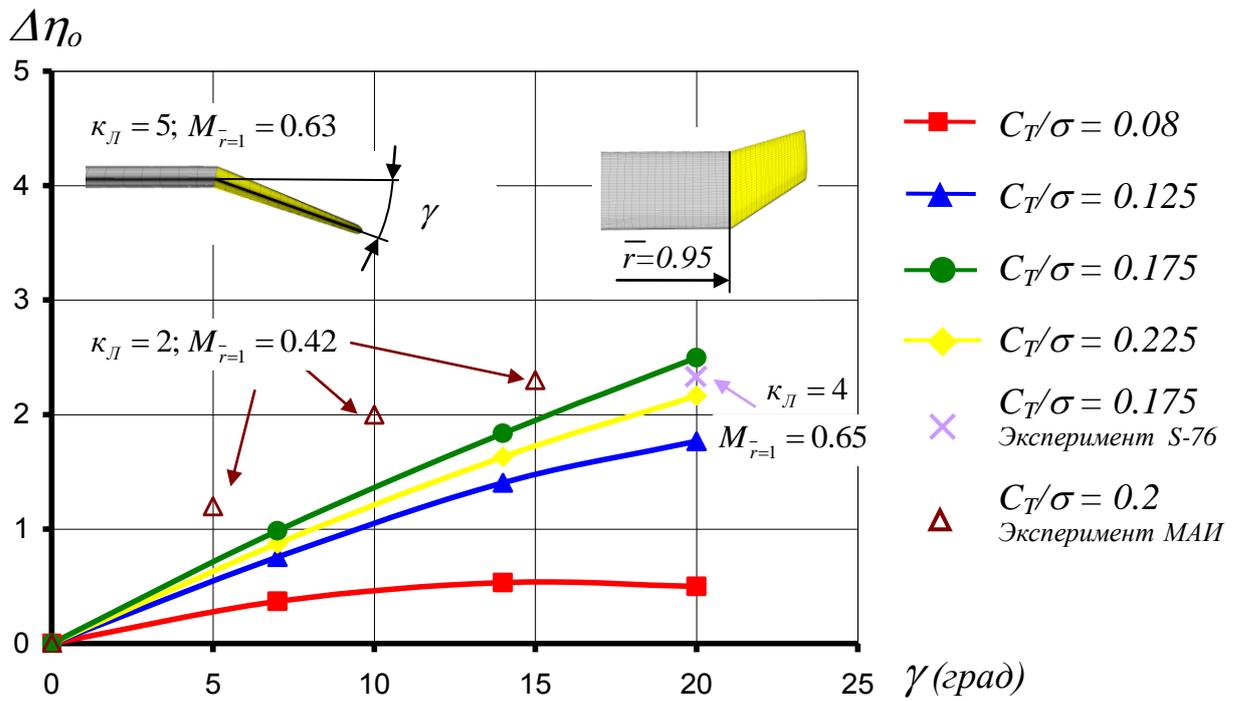


Рис. 14. Прирост относительного КПД от угла отгиба законцовки №2

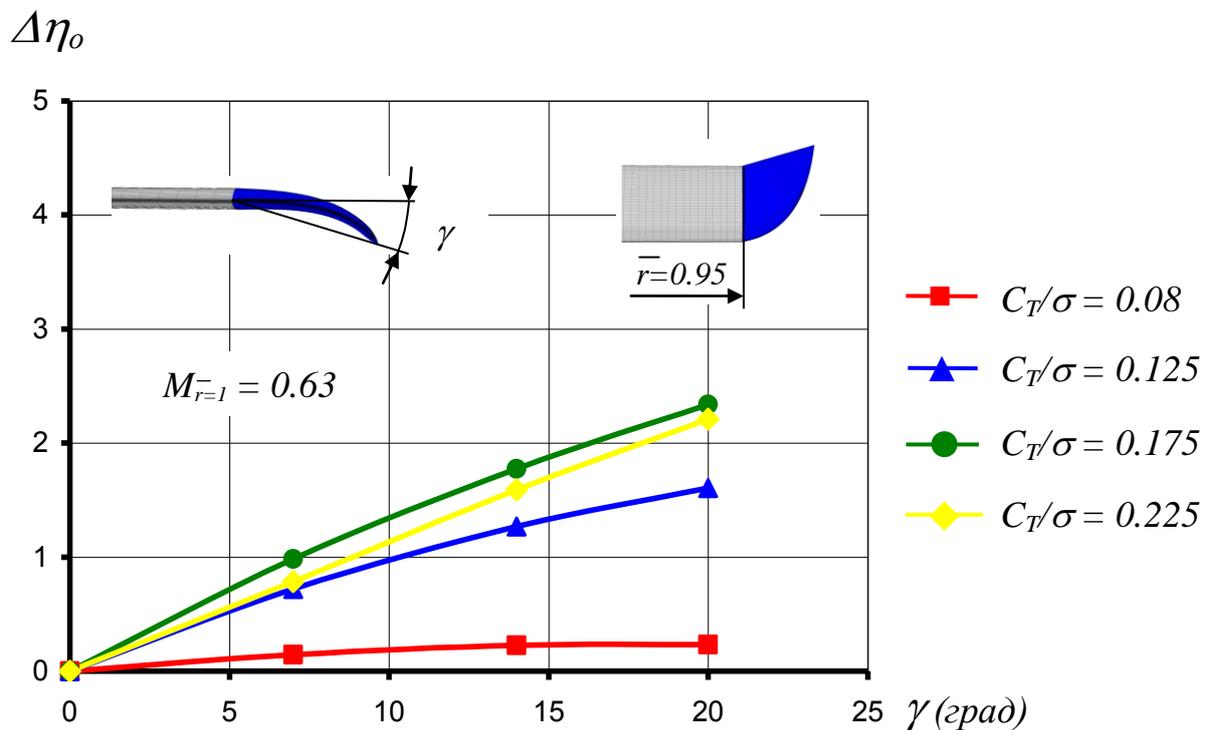


Рис. 15. Прирост относительного КПД от угла отгиба законцовки №3

На рис. 16 представлены зависимости относительного КПД винта от величины  $C_T / \sigma$  для трёх исследуемых законцовок при  $\gamma = 0^\circ$  и  $20^\circ$ .

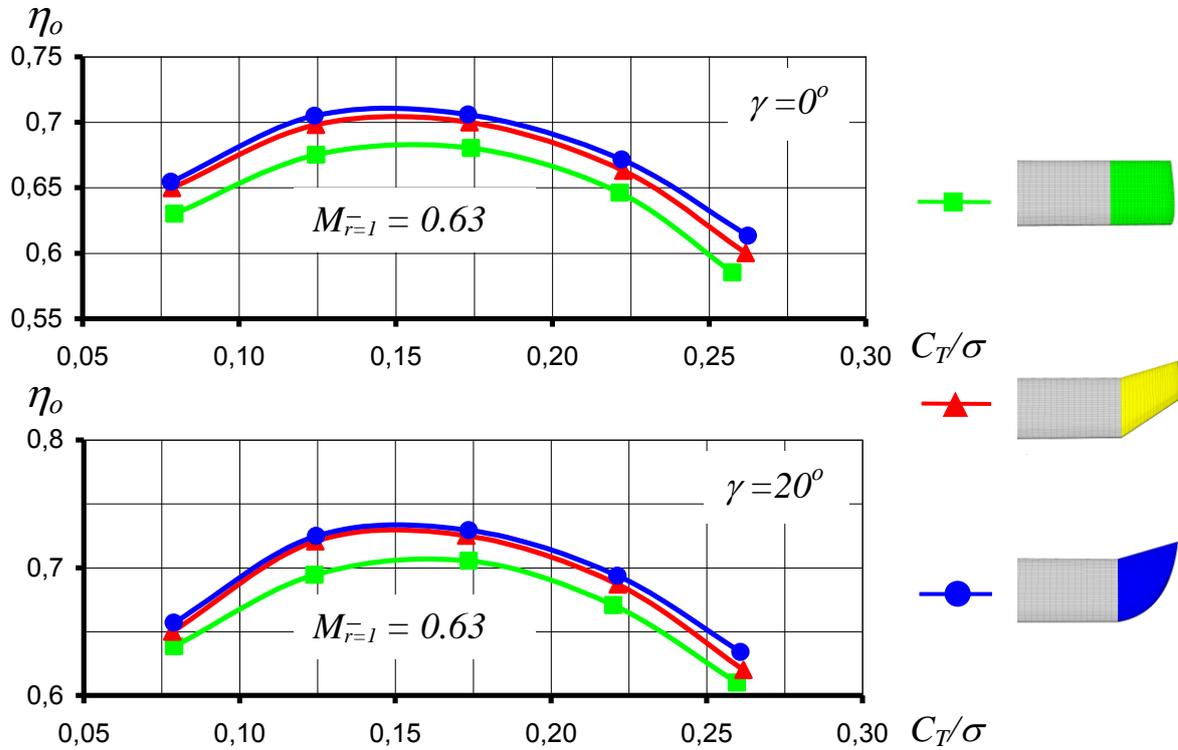


Рис. 16. Относительный КПД НВ в зависимости от величины  $C_T / \sigma$  для трёх типов законцовок

Видно, что наибольшее значение  $\eta_o$  достигается на НВ с законцовкой №3. Максимальный суммарный прирост  $\eta_o$  по сравнению с НВ, имеющим типовую не отогнутую прямоугольную законцовку достигает  $\approx 5\%$ .

Таким образом, применение законцовки, оптимизированной по форме в плане и отогнутой в низ от плоскости вращения, в целом позволяет существенно улучшить аэродинамические характеристики НВ на режиме висения.

## **Выводы:**

Применение метода CFD для расчёта аэродинамических характеристик НВ на режиме висения позволяет проводить всесторонний анализ обтекания любого участка лопасти и окружающего пространства за счёт дополнительной информации о характере течений, распределении давления, завихрённости, поля скоростей, зон отрыва и вихревых структур. Результаты расчётов аэродинамических характеристик НВ по методу CFD удовлетворительно совпадают с экспериментальными данными.

Результаты расчётов методом CFD могут быть использованы для уточнения расчётных вихревых моделей. В частности, это касается учёта диффузии концевых вихревых жгутов. В данных расчётах показано, что дискретные концевые вихревые жгуты существуют на расстоянии около одного радиуса от плоскости вращения.

Показано что используемая в вихревых моделях гипотеза плоских сечений соблюдается до относительного радиуса  $\bar{r} = 0.9$ , а при больших радиусах эта гипотеза нарушается, поскольку эпюры распределения давления по хорде отличаются от аналогичных эпюр, полученных при двухмерном обтекании.

В результате проведенных расчётов установлено, что отгиб вниз исследуемых законцовок различной формы в плане на угол  $\gamma = 20^\circ$ , начинающихся с относительного радиуса  $\bar{r} = 0.95$  при числе  $M_{\bar{r}=1} = 0.63$ , приводит к увеличению относительного КПД на 2.2...2.5% на режиме висения.

Показано что применение сужающейся законцовки с переменным углом стреловидности по передней кромке и отогнутой вниз от плоскости вращения на эквивалентный угол  $\gamma = 20^\circ$ , по сравнению с традиционной прямоугольной не отогнутой законцовкой, позволяет увеличить относительный КПД НВ на висении от 3% до 5% при числе  $M_{\bar{r}=1} = 0.63$ .

## Библиографический список

1. *Аникин В.А., Павлиди Ф.Н.* Расчёт аэродинамических характеристик несущего винта с лопастями произвольной формы. Труды научных чтений, посвящённых памяти академика Б.Н. Юрьева. М., 1984 г.
2. *Баскин В.Э., Воздаев Е.С., Вильдгрубе Л.С., Майкапар Г.И.* Теория несущего винта. М.: Машиностроение, 1973.
3. *Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.Н.* Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолётов. Под ред. С.М. Белоцерковского. М.: Машиностроение, 1992.
4. *Брамвелл А.Р.С.* Динамика вертолётов. М.: Машиностроение, 1982.
5. *Бутов В.П.* Структура, геометрия и интенсивность спутного вихревого следа несущих винтов одновинтовых и соосных вертолётов в реальных условиях полёта. Труды 4-го форума Российского вертолётного общества. М., 2000.
6. *Данилов В.А. и др.* Вертолёт МИ-8МТВ. М.: Транспорт, 1995.
7. *Джонсон У.* Теория вертолёта. Том-1. М.: Мир, 1983.
8. *Зозуля В.Б., Иванов Ю.П.* Практическая аэродинамика вертолёта Ми-8. М.: Машиностроение, 1977.
9. *Иванов А.Н., Рождественский М.Г., Вайнтруб А.П., Ивчин В.А.* Комплекс работ по аэродинамике вертолёта Ми-38. Труды 2-го форума Российского вертолётного общества. М., 1996.
10. *Ивчин В.А., Лисс А.Ю.* Расчётно-экспериментальные исследования лопастей со стреловидной законцовкой, плоской и отогнутой вниз в плоскости тяги (АНХИДРАЛЬ). Труды 3-го форума Российского вертолётного общества. М., 1998.
11. *Ивчин В.А., Пржебельский В.В.* Комбинированный метод расчёта крыла и законцовок лопастей несущего винта сложной формы в плане на основе вихревой теории. Сборник трудов Московского вертолётного завода им. М.Л. Миля, №13, 1997.
12. *Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В., Шомов А.И.* Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косоугольного обтекания на основе нелинейной лопастной вихревой модели. Труды 8-го форума Российского Вертолетного Общества. М., 2008.
13. *Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Гревцов Б.С., Шомов А.И.* Нелинейная лопастная вихревая теория винта и её приложения для расчёта аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолёта. Вестник МАИ. 2009. Т.16. №5.

14. *Игнаткин Ю.М., Ганюшкин Ю.П., Бурцев Б.Н. и др.* Аэродинамические характеристики моделей законцовок несущих винтов. Труды 1-го форума Российского вертолётного общества. М., 1994.
15. *Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г.* Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти несущего винта вертолётного метода CFD. Труды МАИ. вып. 57, 2012.
16. *Игнаткин Ю.М., Акаев Р.А., Завалов О.А., Монашёв В.М., Тархов Е.Л.* Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик моделей несущих винтов с законцовками, отогнутыми от плоскости вращения (типа "анхидраль"). Труды 4-го форума Российского вертолётного общества. М., 2000.
17. *Крицкий Б.С.* Моделирование обтекания лопастей несущего винта с различными законцовками. Научный вестник МГТУ-ГА, №151, Серия "Аэродинамика и прочность", 2010.
18. *Юн А.А., Крылов Б.А.* Расчёт и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе FASTEST-3D. М.: Изд-во МАИ, 2007.
19. ANSYS FLUENT 6.3. Theory Manual. 2005. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA. <http://www.fluent.com>
20. *Dacles-Mariani J., Kwak D., Zilliac G.* "On numerical errors and turbulence modeling in tip vortex flow prediction". International journal for numerical methods in fluids, 1999.
21. *Ivchin V.A., Tishchenko V.A., Animitsa V.A., Golovkin V.A.* Analysis of model and full-scale investigation results of helicopter blade aerodynamic configuration effect on pitch link load. 22<sup>nd</sup> European rotorcraft forum. London, England, 1996.
22. *Ferziger J. H., Peric M.* Computational methods for fluid dynamics. Berlin, 1996.
23. *Le Pape A., Beaumier P.* Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamic performance in hover. Aerospace science and technology, 2005.
24. *Salvi R.* Navier-Stokes equations theory and numerical methods, 2002.
25. *Spalart P.R., Allmaras S.R.* A One-Equation turbulence model for aerodynamics. Conference Reno. Nevada, USA, 92-439, 1999.
26. *Brocklehurst A., Duque E.P.N.* Experimental and numerical study of the British experimental rotor program blade. AIAA 8th applied aerodynamics conference. Portland, Oregon, 1990.

27. *William T., Yeager Jr., Noonan K.W., Wilbur M.L., Mirick P.H.* Performance and vibratory loads data from a wind-tunnel test of a model helicopter main-rotor blade with a paddle-type tip. NASA Langley research center. Technical memorandum. Hampton, 1997.
28. *Xu M., Mamou M., Khalid M.* Numerical investigation of turbulent flow past a four-bladed helicopter rotor using k- $\omega$  SST model. The 10th annual conference of CFD society of Canada. Windsor, 2002.

### **Сведения об авторах**

Игнаткин Юрий Михайлович, заведующий кафедрой 102 Московского авиационного института (национального исследовательского университета), доцент, к.т.н., тел.: (499) 158-89-40; e-mail: [k102@mail.ru](mailto:k102@mail.ru)

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