

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТНЫХ ПРОФИЛЕЙ ЦАГИ

Анимица В.А., Головкин В.А., Никольский А.А.

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия
e-mail: spintest@tsagi.ru

Статья поступила в редакцию 09.02.2020

Обсуждается важность концепции вертолетных аэродинамических профилей и ее роль в системе, включающей в себя все циклы разработки аэродинамических компоновок лопастей винтов от формирования целевой функции до выработки (на основе расчетных и экспериментальных исследований) рекомендаций для промышленного использования. Кратко описана процедура разработки и исследования вертолетных аэродинамических профилей для лопастей несущих и рулевых винтов вертолетов различного назначения и некоторые результаты исследований аэродинамических компоновок лопастей.

Ключевые слова: вертолетные профили ЦАГИ, аэродинамическое проектирование профиля, лопасть несущего винта.

Введение

В начале 70-х годов в ЦАГИ начаты разработки новых серий специализированных вертолетных аэродинамических профилей, предназначенных для применения в аэродинамических компоновках лопастей несущих и рулевых винтов перспективных и модернизируемых вертолетов различного назначения.

Особенности функционирования вертолетных аэродинамических профилей

Вертолетный аэродинамический профиль является базовым геометрическим элементом каркаса поверхности лопасти (рис. 1). Форма контуров ее профильного набора наряду с формой лопасти в плане и ее геометрической круткой определяют аэродинамическое совершенство несущего

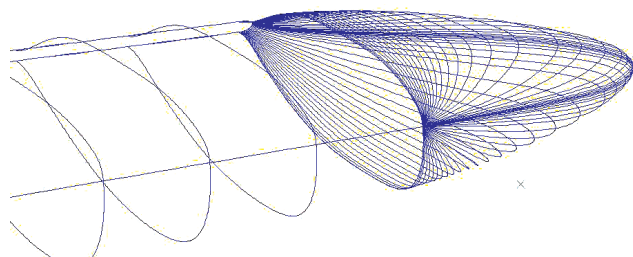


Рис. 1. Каркасная модель концевой части лопасти

винта (НВ). Далее, говоря о НВ, подразумевается, что сказанное, если не оговорено иное, в равной мере относится и к рулевому винту (РВ).

Течение около лопасти винта носит сложный, пространственный и нестационарный характер, подробное изучение которого возможно только с применением весьма ресурсоемких методов CFD. Упрощенный подход, позволяющий проводить массовый аэродинамический расчет несущего винта (АРНВ), использует гипотезу квазистационарности и тот факт, что лопасть винта представляет собой несущую поверхность большого удлинения λ (как правило, $\lambda = R/b > 15$, где R – радиус винта; b – характерная хорда лопасти). Как известно, согласно гипотезе плоских сечений, используемой в теории несущей линии [2], поперечные сечения лопасти (за исключением ее концевых участков), имеющие форму аэродинамического профиля, обтекаются двумерным потоком с учетом его индуктивного скоса.

Таким образом, в первом приближении, при заданной форме лопасти в плане и ее геометрической крутке именно аэродинамические характеристики базовых профилей определяют ее аэродинамические характеристики и аэродинамическое совершенство НВ. Из сказанного видно, на-

сколько важны концепция аэродинамического профиля для аэродинамического проектирования лопасти НВ, а также понимание особенностей функционирования аэродинамических профилей в системе лопасти НВ.

Как известно, режимы обтекания профиля в системе лопасти НВ вертолета даже в установившемся горизонтальном полете весьма многообразны. В частности, условия функционирования профиля НВ характеризуются тем, что его угол атаки α и эффективное число Маха набегающего потока изменяются в широких пределах в зависимости от режима полета, азимутального положения лопасти и расположения поперечного сечения с рассматриваемым профилем вдоль ее размаха.

Так, в комлевых частях отступающей лопасти возможно обтекание профиля со стороны его задней кромки, а в концевых частях наступающих лопастей — обтекание на больших скоростях при отрицательных значениях углов атаки. Поэтому по отношению к вертолетным профилям используют понятие «круговой обдувки» — специального вида их испытаний в аэродинамических трубах (АДТ) в диапазоне углов атаки $0 \leq \alpha \leq 360^\circ$. Комлевые профили обтекаются дозвуковым потоком при сравнительно небольших значениях чисел M , а концевые профили наступающей лопасти — околосзвуковым потоком, при значениях $0 \leq M \leq 1$.

Наряду с требованиями к вертолетным профилям по созданию необходимой подъемной силы для выполнения условий балансировки вертолета и шарнирного винта в полете важным является также требование минимизации потребляемой им профильной мощности, что соответствует задаче максимизации аэродинамического качества при заданных значениях числа M и коэффициента подъемной силы c_{ya} .

На рис. 2 показаны экспериментальные значения аэродинамического качества на многообразии режимов обтекания

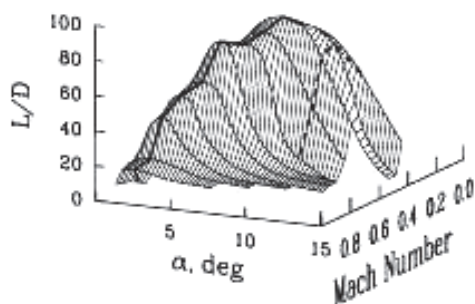


Рис. 2. Экспериментальные значения аэродинамического качества L/D на многообразии режимов обтекания вертолетного профиля

зии режимов функционирования вертолетного профиля по данным работы [3].

При больших скоростях полета на отступающей лопасти (при ее азимутальном положении в диапазоне $180^\circ \leq \psi_d \leq 360^\circ$) шарнирного несущего или рулевого винта могут существовать области обтекания со срывом потока. Размеры этих областей существенно зависят от нагрузки $n = C_T / \sigma$, действующей на лопасти несущего винта. Здесь T — тяга несущего винта; C_T — коэффициент тяги; $C_T = T / \rho(\omega R)^2 / (2\pi R^2)$; ρ — плотность воздуха; ω — угловая частота вращения винта; σ — заполнение несущего винта (отношение условной — без учета комлевого оголения, суммарной площади всех лопастей к площади диска винта); $\bar{r} = r / R$ — относительный радиус нормального к оси лопасти сечения.

Результаты измерения распределения давления по поверхности лопасти с профилем $NACA-0012$ на модели несущего винта при достаточно высокой действующей на лопасти нагрузке [4] свидетельствуют о наличии обширной зоны отрывного обтекания (рис. 3). Одинарной штриховкой показана область начальной фазы отрыва потока у задней кромки. Двойной штриховкой обозначена область практически полного отрыва потока с верхней поверхности лопасти. Результаты получены при значении относительной нагруженности лопастей $C_T / \sigma = 0.2$ и скоростях набегающего на НВ потока, соответствующих значениям характеристики режима полета

$$\mu = V \cos \alpha_B / \omega R = 0,202 \div 0,252,$$

где V — скорость горизонтального полета; α_B — угол атаки винта.

Появление области срыва потока на отступающих лопастях обусловлено недостаточностью несущей способности профилей, что может наблюдаться и на менее нагруженном НВ. Поэтому одной из важнейших задач при разработке вертолетных профилей является обеспечение их высокой максимальной несущей способности при благоприятном плавном поведении зависимости $c_{ya}(\alpha)$ в области отрыва потока.

На рис. 4 в плоскости (M_ψ, c_{ya}) , где M_ψ — переменное в зависимости от азимута лопасти и относительного радиуса ее сечения число Маха, показаны режимы, которые возникают в поступательном полете при обтекании вертолетных про-

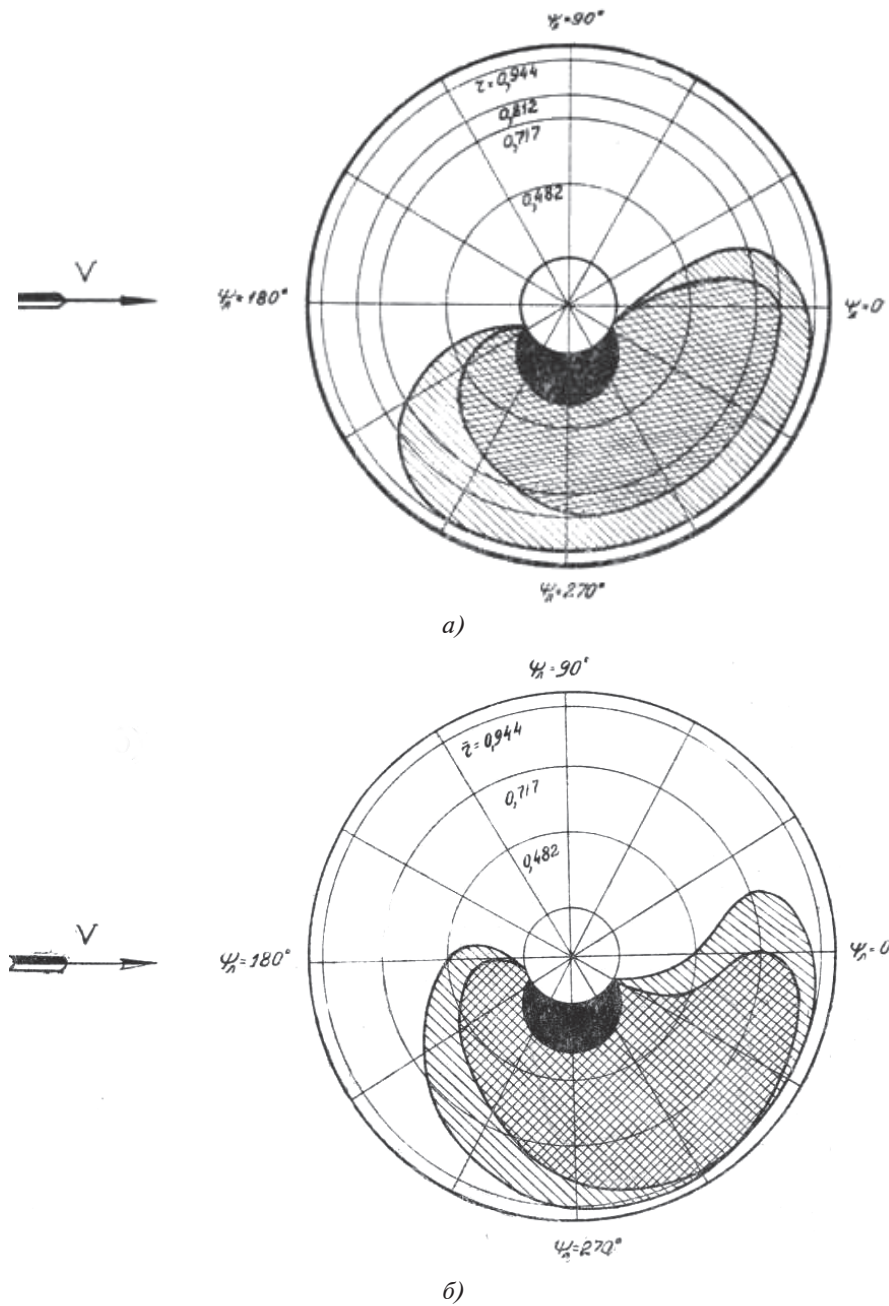
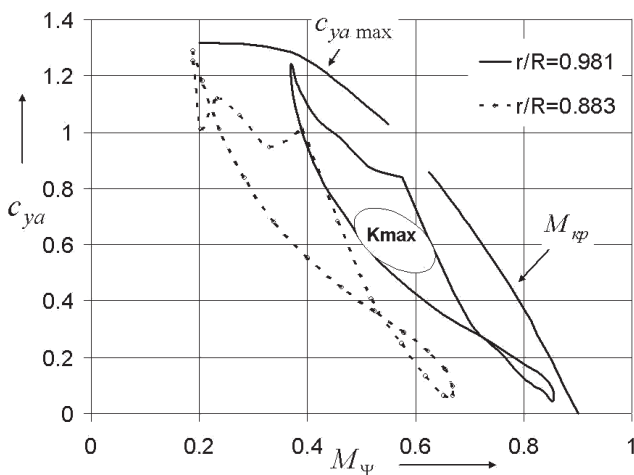


Рис. 3. Зоны отрывного обтекания лопастей в области их отступающего движения при $C_T/\sigma = 0.2$: а — $\mu = 0.202$; б — $\mu = 0.252$



филей, расположенных на различных относительных радиусах сечений лопасти.

Как следует из сказанного ранее, линия значений коэффициента максимальной подъемной силы $c_{ya\ max}(M_\infty)$ профиля близка к границе допустимой области режимов обтекания сечений лопасти (ограничение по срыву). Здесь M_∞ — число Маха набегающего на профиль потока, в двумерной постановке приравниваемое к M_ψ .

Рис. 4. Режимы обтекания вертолетных профилей

Вторая граница допустимой области расположена вблизи линии критических чисел Маха $M_{кр}$

профиля (определяемых из условия $\frac{dc_{xa}}{dM_\infty} = 0.1$,

$c_{ya} = \text{const}$), при которых начинается резкий рост волнового сопротивления, ограничивающий дальнейшее увеличение скорости полета, c_{xa} — коэффициент сопротивления. Дополнительно на рисунке схематически показана подобласть, где величины максимального аэродинамического качества профиля K_{\max} существенно влияют на величину эквивалентного аэродинамического качества несущего винта $K_{НВ}$. Эта же область во многом определяет и относительный КПД НВ на режиме висения η_0 .

В каждом из трех наиболее важных диапазонов обтекания вертолетных профилей выделяют следующие характерные сочетания значений чисел M_∞ и c_{ya} :

$$\begin{aligned} M_\infty &\approx 0.4, c_{ya} \approx c_{ya \max}; \\ M_\infty &\approx 0.6, c_{ya} \approx 0.6; \\ M_\infty &\approx M_{кр}, c_{ya} \approx 0. \end{aligned} \quad (1)$$

Таким образом, задача разработки вертолетных аэродинамических профилей сводится к задаче повышения трех основных критериев эффективности: $c_{ya \max}$, K_{\max} и $M_{кр}$. При этом должен учитываться еще один критерий-ограничитель — коэффициент продольного момента профиля c_{m0} при нулевой подъемной силе. Ограничение на величину c_{m0} следует из конструктивных особенностей НВ, в частности — из ограничений на величину шарнирного момента лопасти, следующих, в свою очередь, из ограничений на величины допустимых нагрузок в системе управления НВ. Этот критерий, как и $M_{кр}$, является возможным ограничителем допустимых максимальных скоростей и перегрузок вертолета. По этой причине вертолетные профили при умеренных значениях чисел M имеют, как правило, весьма малые по модулю величины коэффициентов c_{m0} . Регулировку моментной характеристики лопасти обычно осуществляют с помощью хвостовой пластины-триммера, устанавливаемой на ее задней кромке. В свою очередь, изменение угла установки пластины наряду с изменением c_{m0} приводит к заметному изменению $c_{ya \max}$ и K_{\max} при малом изменении $M_{кр}$. Поэтому совершенство вертолетных профи-

лей целесообразно оценивать, сопоставляя их аэродинамические характеристики при равных значениях коэффициента c_{m0} (например, при нулевой его величине).

Вектор, в основном определяющий целевую аэродинамическую эффективность НВ, можно представить как

$$\vec{B}(C_T / m_k, C_{T \max} / \sigma, \eta_0),$$

где C_T / m_k — эквивалентное аэродинамическое качество несущего винта; $C_{T \max} / \sigma$ — максимальная несущая способность НВ; η_0 — относительный КПД НВ.

При прочих равных условиях основные аэродинамические параметры НВ во многом зависят от соответствующих характеристик профилей: качество НВ на больших скоростях полета — от $M_{кр}$ профилей, максимальная несущая способность НВ — от $c_{ya \max}$ профилей и относительный КПД НВ — от K_{\max} профилей. Таким образом, в первом приближении (до реальной разработки НВ и РВ к конкретному вертолету со своим набором требований и ограничений) целевому вектору НВ \vec{B} можно поставить в соответствие, согласно (1), некоторую совокупность целевых векторов профилей $\vec{P}(C_{ya \max}, K_{\max}, M_{кр})$.

Величина модуля и направление вектора \vec{B} могут быть изменены за счет варьирования геометрических и, тем самым, интегральных аэродинамических характеристик профилей. При этом, как следует из анализа экспериментальных данных, профили, имеющие близкие векторы \vec{P} , обычно имеют и близкие АДХ в целом.

Совокупность целевых критериев изменяется в зависимости от конкретной задачи, обусловленной техническим заданием на вертолет, причем некоторые из критериев могут быть менее существенными. Так, высокое аэродинамическое качество профилей при $M_\infty \approx 0.6$ обеспечивает высокий уровень относительного КПД НВ на режиме висения, что весьма существенно при решении задачи увеличения грузоподъемности транспортных вертолетов. Для скоростного маневренного вертолета важнейшими являются критерии $c_{ya \max}$ и $M_{кр}$, обеспечивающие высокие характеристики вертолета на режимах маневрирования и скоростного горизонтального полета. В любом случае моментные характеристики профилей $c_{m0}(M_\infty)$

должны обеспечивать приемлемый (для конструкции системы управления НВ или РВ) уровень шарнирных моментов. Таким образом, задача разработки аэродинамических профилей для лопастей винтов вертолетов является многокритериальной задачей их оптимизации и выбора их рациональных параметров. Рассмотренные интегральные критерии являются минимальным необходимым набором целевых параметров, которые принимают во внимание при разработке вертолетных аэродинамических профилей.

Следует заметить, что, как правило, разработки профилей ЦАГИ ведутся опережающими темпами, что позволяет исследовать перспективные аэродинамические компоновки НВ и РВ, используя в АР АДХ профилей, подтвержденные результатами их стандартизованных экспериментальных исследований в АДТ.

Окончательная оценка эффективности разработанных профилей и рекомендации к их применению осуществляется на основе результатов сравнительных экспериментальных исследований в АДТ при натуральных значениях числа M аэродинамических характеристик крупномасштабной модели винта, компоновка лопастей которого базируется на этих профилях, и винта-прототипа.

Расчетно-экспериментальная система ЦАГИ разработки профилей для аэродинамических компоновок лопастей несущих винтов

Конечной целью создания новых серий вертолетных профилей является разработка перспективных или модернизируемых компоновок лопастей несущих винтов. Физические соображения позволяют установить обоснованную качественную связь между интегральными АДХ НВ и профилей, ставя в соответствие целевому аэродинамическому вектору НВ $\vec{B}(C_T / m_k, C_{T \max} / \sigma, \eta_0)$ совокупность целевых аэродинамических векторов профилей $\vec{P}(C_{ya \max}, K_{\max}, M_{кр})$.

Расчетно-экспериментальная система ЦАГИ позволяет установить количественную связь и сделать вывод о целесообразности использования новых профилей в аэродинамических компоновках лопастей.

В результате испытаний в АДТ Т-106 моделей крыльев конечного размаха, пересчитанных по соответствующей методике, могут быть определены экспериментальные АДХ новых профилей. Полученные таким образом экспериментальные АДХ профилей вводятся в базу данных, которую используют в аэродинамическом расчете НВ.

Для выбранной формы в плане и геометрической кривки лопастей определяют их рациональные многопрофильные компоновки, учитывающие как требуемые уровни АДХ профилей, так и конструктивно-технологические ограничения по их относительным толщинам.

Варианты новых профильных компоновок сравниваются с профильной компоновкой винта-прототипа на основе анализа АДХ, полученных в аэродинамическом расчете несущего винта. Затем в результате оценки возможных преимуществ в летно-технических характеристиках вертолета с новым винтом делается вывод о целесообразности изготовления вариантов крупномасштабных моделей НВ с новыми аэродинамическими компоновками лопастей.

Далее на основе 3D-модели лопасти изготавливают крупномасштабные модели лопастей винта с этими профилями и проводят сравнительные испытания с ранее исследованной моделью-прототипом в АДТ-104. На рис. 5 показана установка ВП-6 для испытания крупномасштабных моделей НВ при натуральных значениях скоростей полета и окружных скоростей концов лопастей. В процессе таких испытаний измеряются аэродинамические, прочностные, аэроупругие и акустические характеристики НВ.

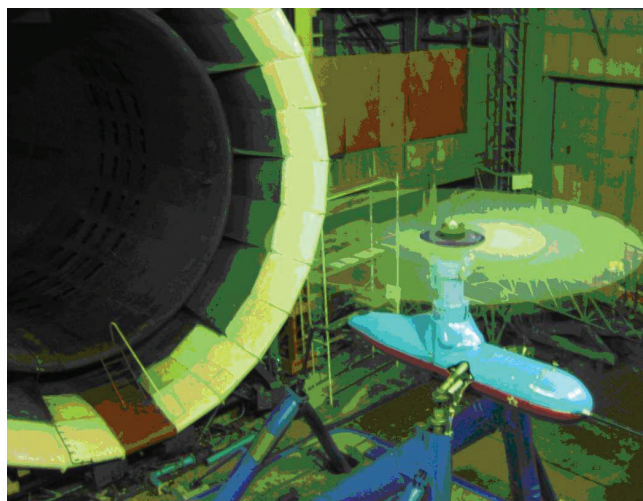


Рис. 5. Работающая установка ВП-6 в АДТ Т-104

В результате сравнительного анализа экспериментальных данных при натуральных значениях числа M проводится оценка эффективности применения разработанных профилей, делается вывод о целесообразности использования новой аэродинамической компоновки лопастей несущего винта и, во взаимодействии с ОКБ, вырабатываются соответствующие рекомендации.

При необходимости в АДТ Т-101 ЦАГИ проводятся испытания натурных несущих винтов. На рис. 6 показана установка ВП-10, на которой измеряются аэродинамические, прочностные, аэроупругие и акустические характеристики натурального НВ.

Таким образом, расчетно-экспериментальная система ЦАГИ позволяет провести полный цикл исследования эффективности созданных новых профилей и разработанных на их основе аэродинамических компоновок лопастей несущего винта.

Эта система является неотъемлемой частью более общей комплексной расчетно-экспериментальной системы разработки и исследования НВ и корпуса вертолета (рис. 7).

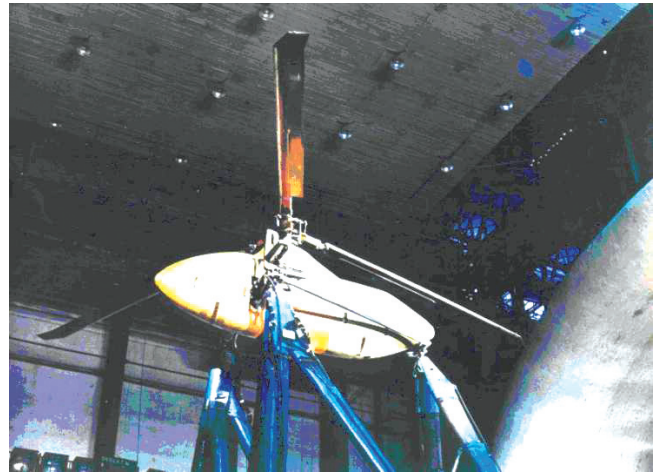


Рис. 6. Установка ВП-10 для испытания натурального несущего винта

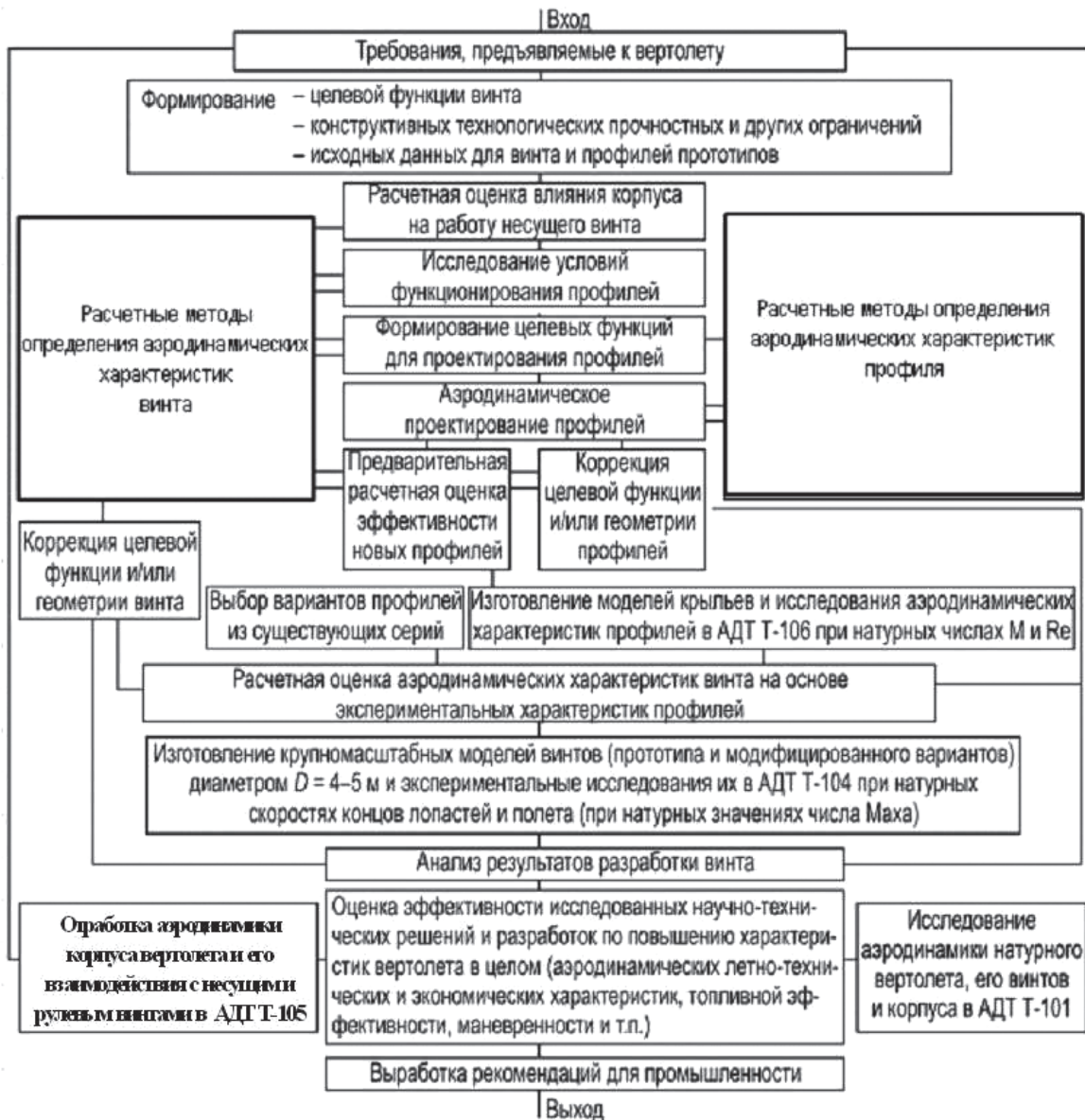


Рис. 7. Блок-схема комплексной расчетно-экспериментальной системы разработки аэродинамических компоновок лопастей несущих и рулевых винтов

Комплексная система включает в себя все циклы разработки аэродинамических компоновок лопастей винтов от формирования целевой функции до выработки рекомендаций для промышленного использования на основе расчетных и экспериментальных исследований, включая целенаправленную разработку и исследование вертолетных аэродинамических профилей для лопастей несущих и рулевых винтов вертолетов различного назначения.

Предпосылки создания процедуры аэродинамического проектирования вертолетных профилей

Задача аэродинамического проектирования лопасти НВ состоит в обеспечении необходимого целевого аэродинамического вектора НВ, $\vec{B}(C_T / m_k, C_{T \max} / \sigma, \eta_0)$. В результате решения этой задачи должна быть найдена требуемая геометрия лопасти, то есть установлены ее размеры, форма в плане, геометрическая крутка и контуры опорных профилей.

Представим процедуру аэродинамического проектирования (ПАП) лопасти НВ/РВ в следующем виде: ПАП = параметризатор + решатель + оптимизатор. Здесь параметризатор — это процедура, которая задает вектор переменных проектирования, определяющий геометрию лопасти; решатель — процедура, которая осуществляет расчет компонент целевого вектора, на основании выбранной модели обтекания; оптимизатор — процедура поиска оптимума целевой функции.

Поскольку каркасная поверхность лопасти строится на основе контуров ее поперечных сечений (базовых аэродинамических профилей), ядром параметризатора поверхности лопасти, очевидно, является параметризатор контура профиля.

Даже для однопрофильной компоновки лопасти, при заданных форме в плане и геометрической крутке, оптимальный контур профиля должен быть найден в ходе массового аэродинамического расчета НВ (АРНВ), по крайней мере, на двух режимах его обтекания: на режиме висения и режиме горизонтального (например — крейсерского) полета.

В настоящее время возможности вычислительной техники при использовании методов CFD URANS позволяют проводить расчеты одного варианта на режиме горизонтального полета, в лучшем случае, в течение нескольких суток (или недель). Учитывая этот факт и необходимое число итераций (расчетов НВ), которое измеряется

в сотнях, можно сделать вывод, что АРНВ с применением решателя высокого уровня целесообразен только для контрольных оценок результатов аэродинамического проектирования.

Принимая во внимание необходимость проведения многочисленных поисковых АРНВ на этапе предварительного аэродинамического проектирования лопасти, применяются быстродействующие, практически апробированные методы АРНВ, основанные на классической теории несущей линии с использованием экспериментальной базы данных АДХ профилей [1, 5—7]. Для оптимизации профильного набора лопасти можно использовать решатель, основанный на упрощенном АРНВ. Но этому препятствует тот факт, что при таком подходе приходится использовать АДХ профилей, рассчитанные, например, CFD-методом, которые заметно отличаются от АДХ, полученных пересчетом экспериментальных данных. По этой причине используется альтернативный подход, заключающийся в разработке типовых аэродинамических профилей, которые могут быть использованы на лопастях НВ вертолетов различного назначения. Вместо ПАП лопасти используется аналогичная процедура для профиля, позволяющая разрабатывать отдельно профили лопасти для её комлевых, основных (центральных) и концевых сечений. Такой подход позволяет сосредоточиться на целевом изменении физически понятных интегральных критериев профиля и оптимизировать вектор $\vec{P}(C_{y \max}, K_{\max}, M_{кр})$.

Конечно, оптимальная форма концевой части лопасти, обтекаемая трехмерным (в горизонтальном полете — нестационарным) потоком, может быть определена только с использованием решателей более высокого уровня, по крайней мере, 3D CFD URANS.

Краткое описание процедуры аэродинамического проектирования вертолетных профилей

Комплексная процедура аэродинамического проектирования вертолетных профилей, используемая в ЦАГИ, основана на совокупности алгоритмов, использующих математические модели, созданные для совершенствования метода аэродинамического проектирования вертолетных профилей [8—10].

Особенностью комплексной процедуры является использование:

- отдельно/одновременно как традиционных прямых, так и специально разработанных обратных решателей;

• решателей низкого уровня для отладки оптимизационного процесса, которая заключается в корректном выборе сочетаний целевых критериев и весовых функций, обеспечивающих эффективный поиск оптимума и редукцию пространства переменных проектирования для решателя высокого уровня.

Ядром комплексной процедуры является управляющая процедура AirDes, в которой формируется целевая функция и выбирается стратегия нахождения её оптимума. Процедура AirDes обращается к процедуре DesVar, в которой происходит выбор способа задания переменных проектирования для построения контура профиля; к процедуре DIR или GINV в зависимости от выбранной стратегии; к процедуре OBJ нахождения оптимума целевой функции известными методами: SMPLEX-модификацией комплекс-метода, QUAD-квадратичной аппроксимации целевой функции и Genetic-вариантом эволюционного алгоритма.

В свою очередь процедура DIR вычисления АДХ профиля может обращаться к прямым методам расчета обтекания профиля (решателям) трех уровней сложности: нелинейному потенциальному решателю (FPE), вязко-невязким решателям и решателю CFD RANS.

Процедура GINV основана на методе решения обобщенной обратной задачи. В ней модифицируется распределение давления на одном из основных режимов обтекания вертолетных профилей. Такая процедура позволяет вести поиск оптимального решения в физически обоснованном пространстве переменных проектирования [9].

Структурные элементы комплексной процедуры представлены на блок-схеме (рис. 8).

Оптимизируется вектор $\vec{P}(C_{ya\ max}, K_{max}, M_{кр})$ с учетом ограничения на величину продольного момента при нулевой подъемной силе c_{m0} при $M_{\infty} = 0.4$.

Задача совершенствования вертолетных профилей формулируется как задача поиска безуслов-

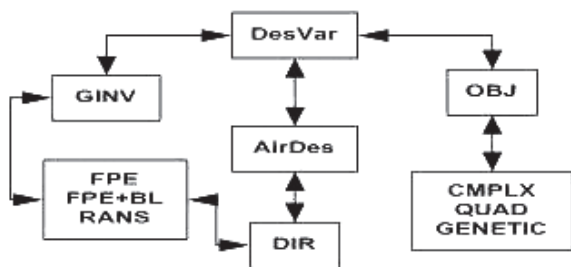


Рис. 8. Блок-схема процедуры аэродинамического проектирования профилей

ного минимума целевой функции, основанной на принятых интегральных критериях:

$$G(\vec{X}) = \lambda_1 (c_{ya\ max\ 0} - c_{ya\ max}(\vec{X}))\Big|_{M=0.4} + \\ + \lambda_2 (K_{max\ 0} - K_{max}(\vec{X}))\Big|_{M=0.6} + \\ + \lambda_3 (M_{кр0} - M_{кр}(\vec{X}))\Big|_{C_y=0} + \\ + \lambda_4 \text{abs}(c_{m0}(\vec{X}) - c_{m00})\Big|_{M=0.4} \quad (2)$$

Здесь индексом 0 обозначены целевые значения интегральных критериев. В зависимости от конкретной задачи важность того или иного критерия (направление целевого вектора) регулируется весовыми коэффициентами $\lambda_i, i = 1, \dots, 4$. В процедуре используются специальные линейно-ступенчатые функции, которые подбираются в ходе численного эксперимента таким образом, чтобы в процессе оптимизации с достаточной точностью выполнить все аэродинамические ограничения.

Современный уровень вычислительной аэродинамики позволяет вычислять целевую функцию на основе численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (решатель CFD RANS). При использовании решателя более низкого уровня FPE интегральные критерии оцениваются приближенно. Так, при оценке $c_{ya\ max}$ вертолетного профиля при $M_{\infty} = 0.4$ принимается, что его величина определяется величиной носового пика разрежения $c_{p\ min}$ при благоприятном градиенте давления в хвостовой части профиля. Для этого накладывается дополнительное ограничение на величину градиента давления в рекомпрессионной зоне, задаваемое полуэмпирической функцией g .

Приближенные соотношения следуют из сопоставления расчетных и экспериментальных АДХ профилей, полученных для обширной базы данных АДХ прямоугольных крыльев с удлинением $\lambda \approx 4,5 \div 5$. Приращение $c_{ya\ max}$ оценивается по кривым $c_{p\ min}(c_{ya})$ для исходных и оптимизированных профилей. При этом имеющимся экспериментальным значениям $c_{ya\ max}$ приписываются расчетные значения $c_{p\ min\ 0}$ при $c_{ya} = c_{ya\ max}$. Величина $M_{кр}$ приближенно определяется при $dc_{xw}/dM = 0.1$, а аэродинамическое качество по формуле $K = c_{ya} / (c_{xав} + c_{xа0})$. Здесь $c_{xав}$ — коэффициент волнового сопротивления; $c_{xа0}$ — усредненная эмпирическая оценка коэффициента со-

противления трения для профилей рассматриваемой относительной толщины.

Такие оценки, конечно, носят приближенный характер, однако в большинстве случаев позволяют правильно находить улучшающую вариацию контура профиля. Промежуточный результат корректировался на основе проверочных расчетов методом CFD RANS. Правомерность такого подхода подтверждает тот факт, что тестирование моделей крыла в АДТ-106 с удовлетворительной точностью соответствовало предварительным расчетным прогнозам. Вязко-невязкие решатели позволяли корректировать ограничения на градиент давления в окрестности задней кромки. В настоящее время для оптимизации используется решатель CFD RANS.

Сопоставление профилей ЦАГИ с известным мировым уровнем

Разработка профилей ЦАГИ серий 2–5 выполнялась на основе использования предшествующего опыта, обретенного в рамках исследований профилей ЦАГИ 1. На рис. 9 базовые профили серий ЦАГИ [11-13] сопоставлены (на основе известных опубликованных данных [14-20]) с зарубежными аналогами, соответствующими времени их разработки.

Такое сопоставление по величине $c_{ya\ max}$ при $M = 0,4$ и величине критического числа $M_{кр}$ при $c_{ya} = 0$, т. е. по двум из трех интегральных критериев, достаточно широко используется за рубежом и, в первую очередь, является наиболее показательным для скоростных вертолетов.

Можно отметить, что разработки вертолетных аэродинамических профилей ЦАГИ по приведенным выше критериям как ранее, так и в настоящее время (серия ЦАГИ 5) соответствуют известным значениям показателей передового мирового уровня или даже превосходят их.

Сопоставление профилей ЦАГИ по трем основным критериям

Необходимо отметить, что разработки нашедших к настоящему времени успешное практическое применение профилей серий ЦАГИ 2 – ЦАГИ 4 проводились с учетом принятых ранее трех основных критериев, при ограничении величины продольного момента (2) и задаваемых технических требований к конкретным вертолетам или их модификациям.

Профили серии ЦАГИ 5 совершенствуются и в настоящее время, согласно повышенным требованиям, предъявляемым к аэродинамическим компоновкам лопастей винтов перспективных вертолетов.

Для сравнительной оценки уровня аэродинамического совершенства профилей вместо вектора $\vec{P}(C_{ya\ max}, K_{max}, M_{кр})$ представляется более наглядным использовать вектор \vec{P} :

$$\vec{P}(\bar{C}_{ya\ max} / \sqrt{3}, \bar{K}_{max} / \sqrt{3}, \bar{M}_{кр} / \sqrt{3}).$$

Компоненты этого вектора отнесены к соответствующим максимальным значениям их величин для всего массива известных на данный мо-

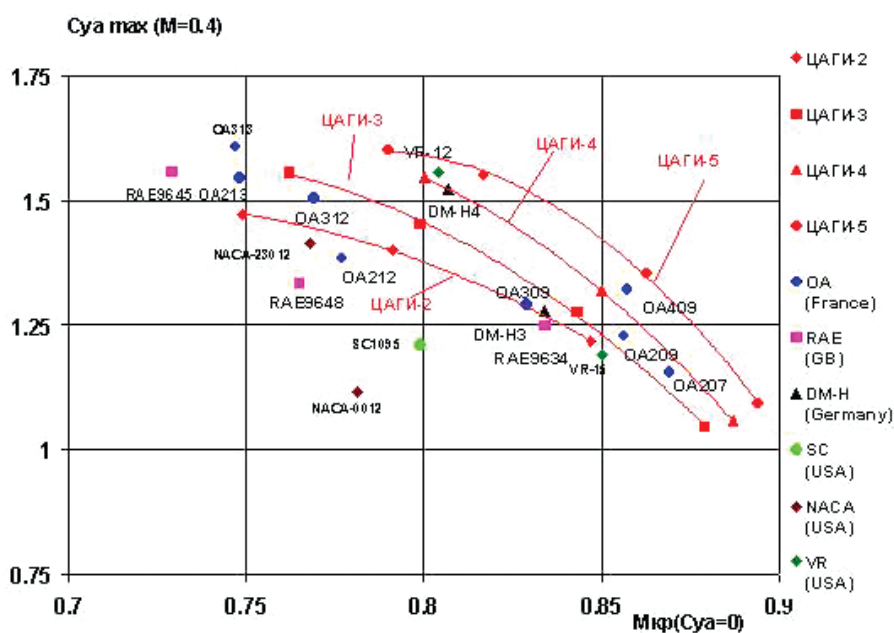


Рис. 9. Сопоставление профилей серий ЦАГИ и зарубежных аналогов

мент характеристик профилей. Согласно такому определению, $|\vec{P}| \leq 1$, но, в силу противоречивости критериев, достижение значения $|\vec{P}| = 1$ маловероятно.

На рис. 10 приведено сопоставление экспериментальных характеристик профилей разных серий по величине модуля вектора \vec{P} . Для корректного сопоставления значение характеристики $C_{ya \max}$ приведено к ее значению при нулевом продольном моменте. Поправки рассчитаны методом CFD RANS на сетках одинаковой размерности и топологии.

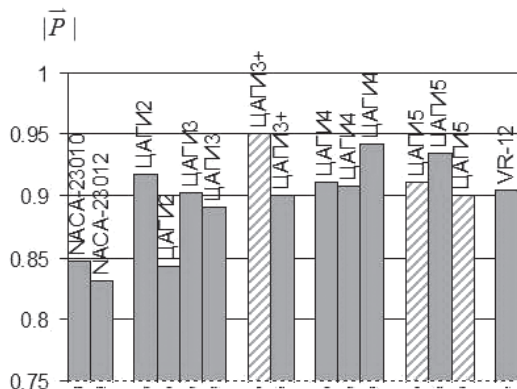


Рис. 10. Сопоставление экспериментальных характеристик профилей

Критерием выбора профилей для лопастей несущих винтов вертолетов различных классов и назначений является не только модуль вектора \vec{P} , но и его направление (2), т.е. соотношение величин его компонент, которое вместе с рациональным выбором формы лопасти в плане и ее геометрической крутки во многом определяет достижимые АДХ НВ.

Некоторые результаты исследований аэродинамических компоновок лопастей

Экспериментальные исследования характеристик модели винта с новой профильной аэродинамической компоновкой лопастей проводят в АДТ-Т104. Полученные характеристики сопоставляются с характеристиками винта-прототипа. На рис. 11 показана одна из лопастей с законцовкой переменной стреловидности для испытаний модели несущего винта $D = 4$ м при натуральных значениях числа M .



Рис. 11. Крупномасштабная модель лопасти с законцовкой переменной стреловидности

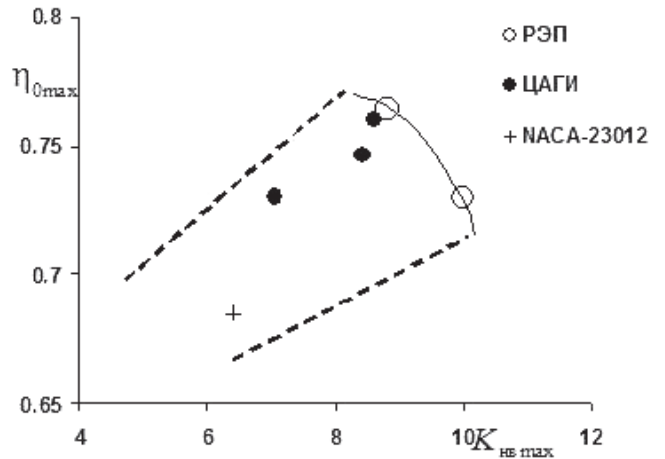


Рис. 12. Максимальный относительный КПД на режиме висения и максимальное эквивалентное аэродинамическое качество

На рис. 12. приведены результаты исследований в АДТ Т-104 аэродинамических компоновок лопастей, подтвержденные данными летных испытаний традиционных несущих винтов. Сплошной линией показан расчетно-экспериментальный (Т-104) прогноз (РЭП) эффективности НВ с лопастями, типа показанного на рис. 11, отражающий перспективу применения профилей ЦАГИ на вертолетах, для которых представленные критерии (две компоненты вектора \vec{B}) являются определяющими, например для некоторых транспортных вертолетов. Сплошными маркерами показаны результаты летных исследований несущих винтов с лопастями на основе аэродинамических разработок ЦАГИ и серийного несущего винта на основе профилей серии NACA-23012.

Дополнительно на рис. 13 приведены зависимости относительного КПД на режиме висения и эквивалентного аэродинамического качества от удельной нагрузки на лопасть $P_{уд} = T / F_{HB}$ (отношение тяги винта к ометаемой винтом площади). Проведенные оценки двух важных критериев эффективности перспективных аэродинамических компоновок лопастей показывают их существенное преимущество над винтами с традиционными компоновками лопастей.

В следующем эксперименте в АДТ Т-104 исследовались две лопасти: прямоугольная в плане лопасть несущего винта-прототипа с линейной круткой и лопасть со стреловидной законцовкой, нелинейной круткой и профилями ЦАГИ (см. рис. 11).

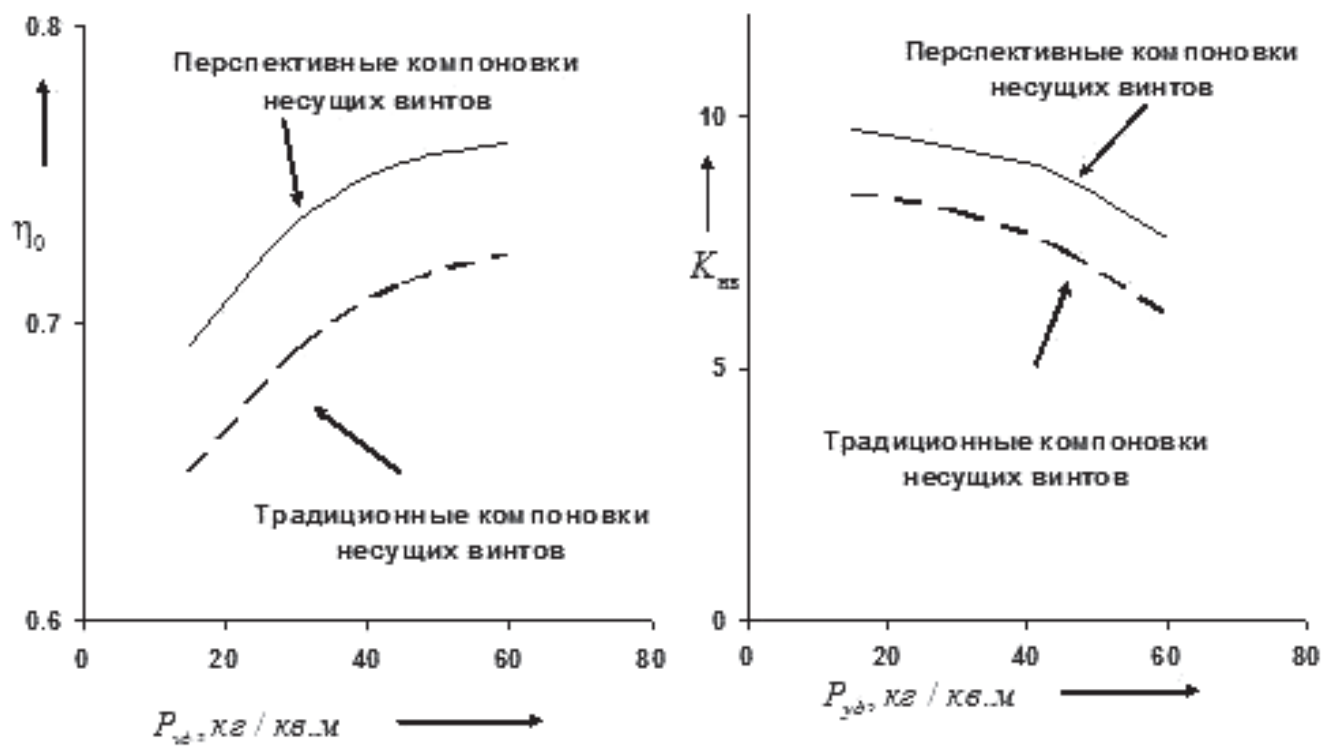


Рис. 13. Зависимость относительного КПД и эквивалентного аэродинамического качества от удельной нагрузки на лопасть

Как известно, максимальную скорость полета вертолета ограничивают возникновение волнового кризиса на наступающей лопасти, появление срыва потока на отступающей лопасти и допустимая величина шарнирного момента лопасти. На рис. 14 показано влияние аэродинамической компоновки лопасти на величину ее шарнирного момента. По сравнению с традиционными компоновками НВ более скоростные и несущие профили ЦАГИ (см. рис. 9) позволяют отодвинуть наступление кризисных явлений. Кроме того, они

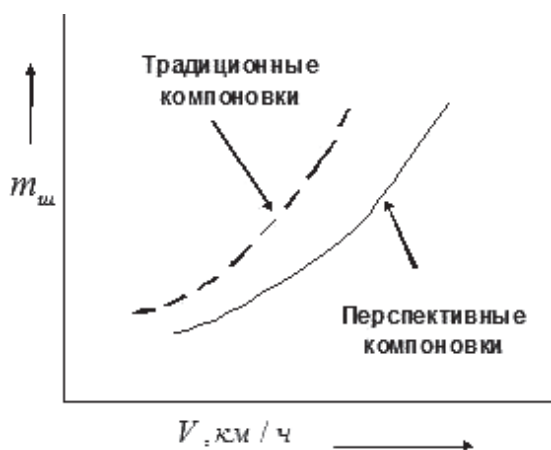


Рис. 14. Изменение коэффициента шарнирного момента лопасти с ростом скорости полета

имеют и более благоприятную моментную характеристику $C_{m0}(M)$. Стреловидная законцовка позволяет уменьшить эффективное число Маха при обтекании концевых сечений. Рациональная профильная аэродинамическая компоновка, законцовка лопасти переменной стреловидности и нелинейная геометрическая крутка лопасти позволяют получить существенный прирост скорости полета $\sim 20-25\%$ при заданном ограничении на величину коэффициента шарнирного момента.

Дальнейшее целенаправленное развитие разработок ЦАГИ и реализация их в конструкции лопастей экспериментального несущего винта на МВЗ им. М.Л. Миля обеспечило достижение рекордных скоростей полета вертолета — летающей лаборатории классической одновинтовой схемы (без крыла и дополнительных пропульсивных устройств) [21].

Выводы

Эксперименты в АДТ и летные испытания подтверждают эффективность применения и необходимость дальнейшей разработки новых серий профилей ЦАГИ, предназначенных для создания аэродинамических компоновок лопастей несущих винтов перспективных и модернизируемых вертолетов с улучшенными аэродинамическими характеристиками.

Библиографический список

1. Головкин М.А., Ефремов А.А., Леонтьев В.А. Очерки по истории развития исследования ЦАГИ по вертолетам и штопору самолетов. — М.: Изд-во ЦАГИ, 2017. С. 84-85.
2. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вожадаев Е.С., Майкапар Г.И. Теория несущего винта. — М.: Машиностроение, 1973. — 363 с.
3. Bousman W. Airfoil Design and Rotorcraft Performance // Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society (Montreal, Canada, 11-13 June 2002).
4. Головкин В.А., Калявкин В.М. О некоторых особенностях нестационарного обтекания и аэродинамического нагружения лопасти тяжело нагруженного несущего винта // Труды ЦАГИ. Выпуск 1685. Аэродинамика несущего винта: Сборник статей. — М.: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 1975. С. 3-19.
5. Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В., 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.
6. 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. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=14148>
7. Леонтьев В.А. Метод решения уравнений движения упругих лопастей вертолетных винтов в общем случае движения // Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т. XLI. № 5. С. 67-80.
8. Никольский А.А. О генотипе форм аэродинамических профилей // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV. № 3. С. 20-29.
9. Никольский А.А. Аэродинамическое проектирование вертолетных профилей методом решения обобщенной обратной задачи // Труды МАИ. 2016. № 88. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=70417>
10. Nikolsky A.A. Universal geometric transformation method PGT for aircraft design // 44th European rotorcraft forum. 2018. Vol. 1. No. 40, pp. 456-467.
11. Анимитца В.А., Головкин В.А., Никольский А.А. Аэродинамический профиль поперечного сечения несущей поверхности (варианты). Патент RU 2547475 С1. Бюл. № 10, 10.04.2015.
12. Анимитца В.А., Головкин В.А., Никольский А.А. Аэродинамический профиль поперечного сечения несущей поверхности. Патент RU 2559181 С1. Бюл. № 22, 10.08.2015.
13. Анимитца В.А., Головкин В.А., Никольский А.А. Аэродинамический профиль поперечного сечения несущей поверхности. Патент RU 2558539 С1. Бюл. № 22, 10.08.2015.
14. Dadone L.U. Advanced airfoils for helicopters rotor application. UK Patent Application GB 2059373A, 28.09.1979.
15. Noonan K.W. Family of airfoil shapes for rotating blades. US Patent 4412664, 01.11.1983.
16. Noonan K.W. High lift, low pitching moment airfoils. US Patent 4776531, 11.10.1988.
17. Reneaux J., Bezard H., Thibert J.J. Etudes de profilspour helicopter // La Recherche Aérospatiale. 1995. No. 3, pp. 151-166.
18. Horstmann K.H., Köster H., Polz G. Improvement of two blade sections for helicopter rotors // 10th European Rotorcraft Forum, 1984. Paper No 1. URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/1504>
19. Polz G., Schimke D. New aerodynamic rotor blade design at MBB // 13th European Rotorcraft Forum (8-11 September 1987, Arles, France). Paper No 2.19, 1987.
20. Nakadate M., Obukata M. Design of New Generation Rotor Blade Airfoils Using Navies-Stokes // 20th European Rotorcraft Forum (4-7 October 1994, Amsterdam, Netherlands). Paper No. 33, 1994.
21. Разработанный в России вертолет на испытаниях превысил скорость в 400 км в час // ИНТЕРФАКС. 2016. URL: <https://www.interfax.ru/russia/534771>

AERODYNAMIC DESIGN OF TSAGI HELICOPTER AIRFOILS

Animitsa V.A., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia
e-mail: spintest@tsagi.ru

Abstract

The article discusses the distinctive features of helicopter airfoils flow-around generating integral criteria of their aerodynamic perfection. It demonstrates the importance of the concept of

helicopter aerodynamic airfoils and its role in the system, including all cycles of aerodynamic configuration development of rotor blades from the objective function definition up to the elaboration

(based on calculation and experimental studies) of recommendations for industrial application. The authors suggest a new approach to comparing experimental helicopter airfoils performance by the three integral criteria.

The article describes a systematic approach to the development of TsAGI helicopter airfoils for aerodynamic configuration of rotor blades based on the calculation and experimental system. This system empowers the qualitative relationship between the objective vector of main rotor aerodynamic performance and the set of objective vectors of airfoil aerodynamic performance, which allows developing prospective helicopter airfoils for main and tail rotor blades for multipurpose helicopter based on the aerodynamic design procedure. The features of the complex procedure of aerodynamic design of helicopter airfoils used in TsAGI, and its main structural elements are under discussion. Quantitative relationship establishing of the main rotor performance vector and the airfoils performance vectors is performed at the stage of experimental studies of new aerodynamic configurations on large-scale models of the main rotor in wind tunnels. Some results of such kind of studies are presented on the example of comparing conventional and perspective rotor configurations.

Experiments in the wind tunnel and flight tests confirm the effectiveness of the application and the need to further developing the new series of TsAGI airfoils designed to create aerodynamic configurations of the main rotor blades of modified and prospective helicopters with improved aerodynamic performance.

Based on the TsAGI calculation and experimental system, the article suggests new aerodynamic airfoil configurations of modified and perspective main and tail rotors of domestic helicopters. In particular, the TsAGI developments and their implementation in the design of the blades of the experimental main rotor at Mil Moscow Helicopter Plant allowed reaching record flight speeds of the helicopter - the flying laboratory of the classic single-rotor scheme (without wing and additional propulsive devices).

Keywords: TsAGI helicopter airfoil, aerodynamic airfoil design, main rotor blade.

References

1. Golovkin M.A., Efremov A.A., Leont'ev V.A. *Ocherki po istorii razvitiya issledovaniya TsAGI po vertoletam i shtoporu samoletov* (Essays on history of the development of TsAGI research on helicopters and aircraft nose-spin), Moscow, TsAGI, 2017, pp. 84-85.
2. Baskin V.E., Vil'dgrube L.S., Vozhdaev E.S., Maikapar G.I. *Teoriya nesushchego vinta* (Main rotor theory), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 363 p.
3. Bousman W. Airfoil Design and Rotorcraft Performance. *Proceedings of the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society (Montreal, Canada, 11-13 June 2002)*.
4. Golovkin V.A., Kalyavkin V.M. *Trudy TsAGI*, issue 1685, Moscow, Izdatel'skii otdel TsAGI, 1975, pp. 3-19.
5. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Grevtsov B.S., Shomov A.I. A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, pp. 24-31.
6. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Trudy MAI*, 2010, no. 38. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=14148>
7. Leont'ev V.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2010, vol. XLI, no. 5, pp. 67-80.
8. Nikol'skii A.A. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2014, vol. XLV, no. 3, pp. 20-29.
9. Nikol'skii A.A. *Trudy MAI*, 2016, no. 88. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=70417>
10. Nikolsky A.A. Universal geometric transformation method PGT for aircraft design. *4th European rotorcraft forum, 2018*, vol. 1, no. 40, pp. 456-467.
11. Animitsa V.A., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A. *Patent RU 2547475 C1*, 10.04.2015.
12. Animitsa V.A., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A. *Patent RU 2559181 C1*, 10.08.2015.
13. Animitsa V.A., Golovkin V.A., Nikol'skii A.A. *Patent RU 2558539 C1*, 10.08.2015.
14. Dadone L.U. Advanced airfoils for helicopters rotor application. *UK Patent Application GB 2059373A*, 28.09.1979.
15. Noonan K.W. Family of airfoil shapes for rotating blades. *US Patent 4412664*, 01.11.1983.
16. Noonan K.W. High lift, low pitching moment airfoils. *US Patent 4776531*, 11.10.1988.
17. Reneaux J., Bezard H., Thibert J.J. Etudes de profilspour helicopter. *La Recherche Aérospatiale*, 1995, no. 3, pp. 151-166.
18. Horstmann K.H., Köster H., Polz G. Improvement of two blade sections for helicopter rotors. *10th European Rotorcraft Forum (28-31 August 1984, Hague, Netherlands)*. Paper No 1. URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/1504>
19. Polz G., Schimke D. New aerodynamic rotor blade design at MBB. *13th European Rotorcraft Forum (8-11 September 1987, Arles, France)*. Paper No 2.19, 1987. URL: <https://dSPACE-erf.nlr.nl/xmlui/handle/20.500.11881/2871>
20. Nakadate M., Obukata M. Design of New Generation Rotor Blade Airfoils Using Navies-Stokes. *20th European Rotorcraft Forum (4-7 October 1994, Amsterdam, Netherlands)*. Paper No. 33, 1994.
21. *INTERFAX*, 2016. URL: <https://www.interfax.ru/russia/534771>