

## Влияние стреловидной законцовки лопасти на аэродинамические характеристики несущего винта при больших скоростях полета вертолета

*Научно-производственное объединение «АВИА»*

На основе классической теории несущего винта разработана методика расчета аэродинамических характеристик винта, лопасти которого имеют стреловидную законцовку. Показано, что применение законцовки лопасти на больших скоростях полета позволяет уменьшить величину потребляемой мощности на привод винта.

**Ключевые слова:** лопасть, стреловидная законцовка, аэродинамические характеристики, число Маха, критерии подобия, поляра винта.

**Введение.** На современном этапе развития вертолетостроения возможные предельные значения реализации максимальных скоростей полета и маневренных характеристик вертолета определяются двумя критическими явлениями, возникающими на лопастях несущего винта (рис.1):

- проявлением эффекта сжимаемости воздуха на концевых участках наступающей лопасти, который характеризуется трансзвуковым обтеканием концевых сечений лопасти и развитием волнового кризиса;
- образованием зоны обратного обтекания и срывом потока на отступающей лопасти в азимутах  $230...300^{\circ}$  на диске несущего винта (НВ).

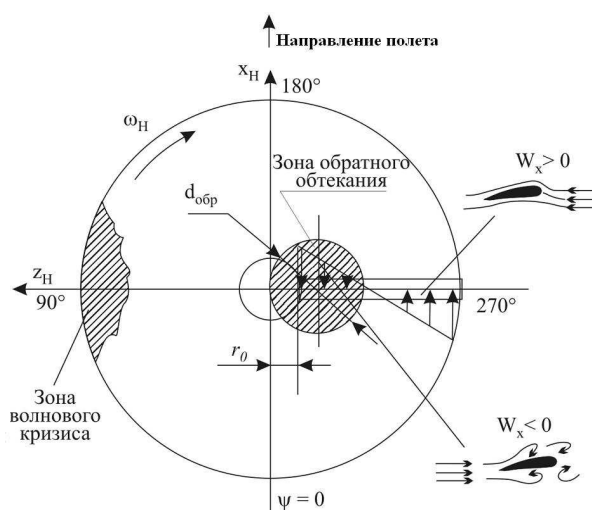


Рис. 1. Критические зоны обтекания на диске несущего винта

В целях увеличения скорости полета современных вертолетов и устранения вредных эффектов проявления сжимаемости воздуха на наступающей лопасти применяют различные виды конструктивных решений, основными из которых являются:

- использование специальных профилей с большим значением критического числа Маха ( $M_{кр} \geq 0.95$ ) и благоприятным изменением моментных характеристик профиля на трансзвуковых скоростях [1,2,10];

- применение различных видов аэродинамических профилей переменной относительной толщины по длине лопасти (профилировка лопасти);
- установка специальных законцовок лопастей НВ (рис. 2), которые позволяют уменьшить величину  $M_{кр}$  наступающей лопасти, улучшить влияние концевого вихря лопасти на аэродинамические характеристики несущего винта.

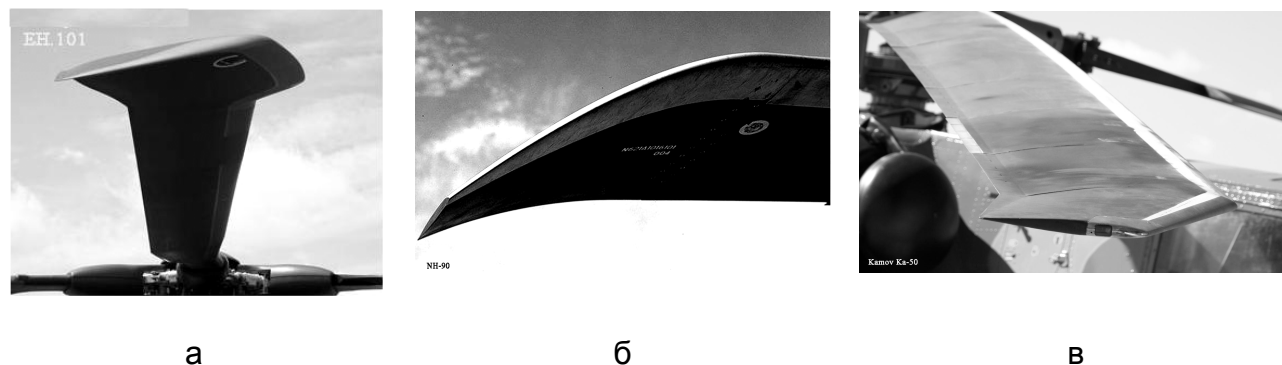


Рис. 2. Примеры законцовок лопастей НВ, применяемых на современных вертолетах: а –ЕН-101; б -NH–90; в –Ка-50

Для уменьшения зоны обратного обтекания и срыва потока на отступающей лопасти НВ в корневой части применяют высоконесущие профили с относительной толщиной  $\bar{c} = 0.14...0.18$ , которые имеют большие значения критических углов атаки в диапазоне рабочих чисел  $M=0.3...0.5$ . Рациональным способом уменьшения зоны обратного обтекания на диске НВ является увеличение окружной скорости конца лопасти (частоты вращения винта), так как диаметр зоны обратного обтекания (рис. 1) определяется известным выражением

$$d_{обп} = \frac{V \cos \alpha_n}{\omega_n} = \mu R, \quad (1)$$

где  $\mu = V \cos \alpha_n / (\omega R)_n$  - коэффициент режима работы несущего винта.

У современных вертолетов (Ка-52, Линкс и др.) окружная скорость конца лопасти достигает величины  $\omega R = 220...230$  м/с, что соответствует числам  $M$  наступающей лопасти при максимальных скоростях полета  $M_{\psi=90} = 1.05...0.95$ . На рис. 3 показаны максимальные значения чисел  $M$  наступающей лопасти для ряда зарубежных вертолетов.

Таким образом, при проектировании НВ современного скоростного вертолета необходимо обеспечить компромиссное решение при выборе частоты вращения винта: с одной стороны – уменьшение числа  $M_0$  конца наступающей лопасти позволяет ослабить проявление эффектов сжимаемости воздуха; с другой стороны – увеличение окружной скорости конца лопасти приводит к уменьшению зоны срыва и обратного обтекания на диске несущего винта.

В связи с этим на этапе проектирования несущего винта современного вертолета большая роль принадлежит современным теоретическим методам расчета аэродинамических и аэроупругих характеристик винта во всем эксплуатационном диапазоне скоростей полета [3-5, 11].

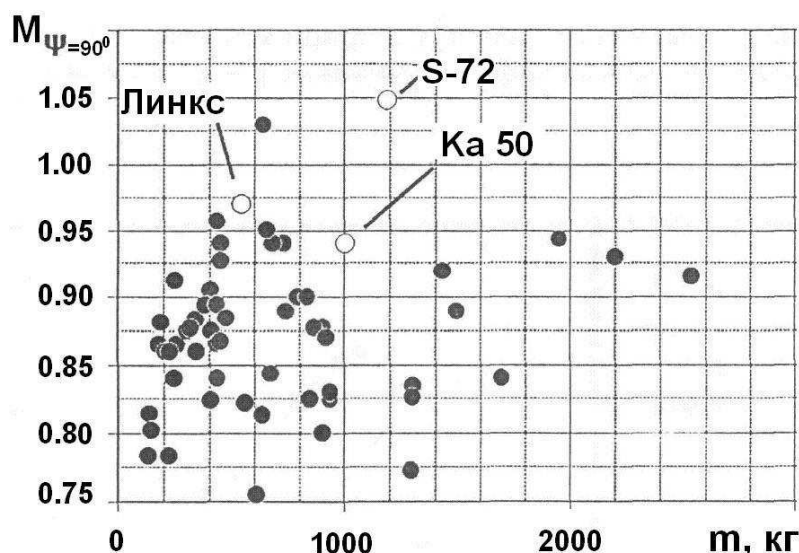


Рис. 3. Максимальные значения чисел  $M$  наступающей лопасти для ряда современных вертолетов

**Постановка задачи.** В данной работе на основе теории элемента лопасти [4] разработан численный метод расчета интегральных и распределенных аэродинамических НВ, лопасти которого имеют стреловидную законцовку и переменную профилировку по ее длине. Предложенный метод также учитывает динамику махового движения лопастей в зависимости от ее геометрических, инерционных и кинематических характеристик.

Задачу определения аэродинамических характеристик НВ, лопасти которого имеют стреловидные законцовки, показанные на рис. 2, б и в, решали при следующих допущениях:

- лопасть является абсолютно жесткой на изгиб и кручение и имеет две степени свободы – вращение относительно горизонтального шарнира и поворот в осевом шарнире;
- не учтена нестационарность обтекания сечений лопасти, т. е. использована гипотеза стационарности при определении аэродинамических характеристик профилей;
- аэродинамические характеристики профилей сечений лопасти не зависят от угла скольжения потока вдоль лопасти и влияния центробежных сил на пограничный слой;
- не учтена жесткость проводки управления.

Неучет упругости лопастей и проводки управления, с одной стороны, и нестационарность обтекания лопасти, с другой – оказывают противоположное влияние на аэродинамические характеристики несущего винта. Крутильная упругость лопасти ограничивает несущую способность винта, в то же время нестационарность обтекания лопасти вызывает положительное явление увеличения несущих свойств благодаря «затягиванию» срыва [7]. Результаты летных испытаний, а также расчеты, выполненные с учетом упругости лопасти и без нее [6], показали, что предельная несущая способность винта с использованием принятых допущений близка к реальной.

Скольжение потока вдоль лопасти учитываем на основе рекомендаций работ [4]. Особенности обтекания концевых участков лопасти, обусловленные наличием концевых вихрей, учитываем введением понятия коэффициента концевых потерь.

Основными критериями подобия, выполнение которых обеспечивает адекватность получаемых результатов являются критерии по вязкости воздуха, по сжимаемости, динамический и кинематический.

Для подобия режимов обтекания первый из критериев требует обеспечения равенства по числам Рейнольдса сечений лопасти, что имитируется соответствующим заданием аэродинамических характеристик профилей ( $C_{ya}(\alpha, M, Re)$ ,  $C_{xa}(\alpha, M, Re)$ ). Второй критерий подобия удовлетворяется равенством концевых значений чисел Маха расчетной модели и реального винта  $M_0 = \omega R / a$ .

Основным параметром динамического подобия несущего винта является массовая характеристика лопасти [4]

$$\gamma = \frac{C_y^\alpha \cdot \rho \cdot b_{07} \cdot R^4}{2(J_{z_{uu}} - 2S_{z_{uu}} \cdot l_{z_{uu}} + m_{л} l_{z_{uu}}^2)}. \quad (2)$$

Кинематическое подобие режимов обтекания лопасти несущего винта требует равенства углов атаки сечений и обеспечивается равенством относительных скоростей полета  $\bar{V} = V / \omega_n R$ , углов атаки винта, общего и циклического шагов. Пара параметров подобия  $\bar{V}$  и  $\alpha_n$  может быть заменена одним – характеристикой режима работы винта  $\mu$ .

Задача аэродинамического расчета несущего винта состоит в определении возникающих на нем сил и моментов с учетом характеристик махового движения лопасти и распределении аэродинамической нагрузки по диску винта. Величины аэродинамических сил и моментов, действующих на несущий винт, определяем с помощью безразмерных коэффициентов.

При аэродинамическом расчете несущего винта учитывали три составляющие индуктивной скорости: осевая  $v_T$ , продольная  $v_h$  и боковая  $v_s$ . Они направлены в стороны, противоположные положительным направлениям осей полусвязанной системы координат  $O_1 x_1 y_1 z_1$  несущего винта [4]. Величину безразмерной осевой индуктивной скорости определяем согласно теореме импульсов [8] по формуле

$$\bar{v}_T = \frac{C_t}{4B^2 \bar{V}_\Sigma}, \quad (3)$$

где  $B$  – коэффициент концевых потерь;

$$\bar{V}_\Sigma = \sqrt{(\mu - \bar{v}_h)^2 + (\bar{V} \sin \alpha_n - \bar{v}_T)^2 + \bar{v}_s^2} - \text{суммарная относительная скорость}$$

протекания потока через плоскость винта.

Продольная  $v_h$  и боковая  $v_s$  составляющие индуктивной скорости считают постоянными по диску НВ. Изменение осевой составляющей полагается продольно перекошенным согласно второй гипотезе Глауэрта [4] и определяется выражением

$$\bar{v}_T = \bar{v}_{T0} [\sqrt{1.5r} f_1(\mu) + (1 + K_\mu \cdot r \cdot \cos \psi) \cdot f_2(\mu)], \quad (4)$$

здесь  $f_1(\mu)$  и  $f_2(\mu)$  – эмпирические коэффициенты, учитывающие неравномерность распределения индуктивных скоростей в зависимости от режима работы винта [8].

Характеристики махового движения лопасти определяем с помощью уравнения равновесия лопасти относительно оси горизонтального шарнира (ГШ), называемого уравнением махового движения лопасти. Уравнение махового движения лопасти может быть получено на основе уравнения равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира [4]

$$\int_{l_{гш}}^R dT_{л}(r-l_{гш}) - g \cdot \cos \beta (S_{гш} - m_{л} \cdot l_{гш}) - M_{упр} =$$

$$= (J_{гш} - 2S_{гш} + m_{л} \cdot l_{гш}^2) \cdot \omega^2 \frac{d^2 \beta}{dt^2} + [J_{гш} \cdot \cos \beta -$$

$$- S_{гш} \cdot l_{гш} (2 \cos \beta - \cos \beta_0) - m_{л} \cdot l_{гш}^2 (\cos \beta_0 - \cos \beta)] \cdot \omega^2 \cdot \sin \beta. \quad (5)$$

При такой постановке задачи уравнение (5) может быть решено только численно, поскольку аэродинамические характеристики лопасти зависят от ее махового движения, а маховое движение лопасти может быть определено в том случае, если определены аэродинамические силы лопасти. Другими словами, задача расчета аэродинамических характеристик лопасти с учетом ее махового движения является нелинейной. В разработанном методе реализован вычислительный процесс интегрирования махового движения лопасти на основе метода Эйлера.

Достоверность результатов расчета, получаемых на основе разработанного метода расчета аэродинамических характеристик несущего винта, обоснована на основе сравнения расчетных данных с результатами летных и физических экспериментов. Сравнение расчетных и опытных поляр несущего винта вертолета Ми-2 на режимах поступательного полета показано на рис.4-5. Из представленных графиков следует, что результаты расчета аэродинамических коэффициентов несущего винта удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными в широком диапазоне углов атаки и относительных скоростей полета.

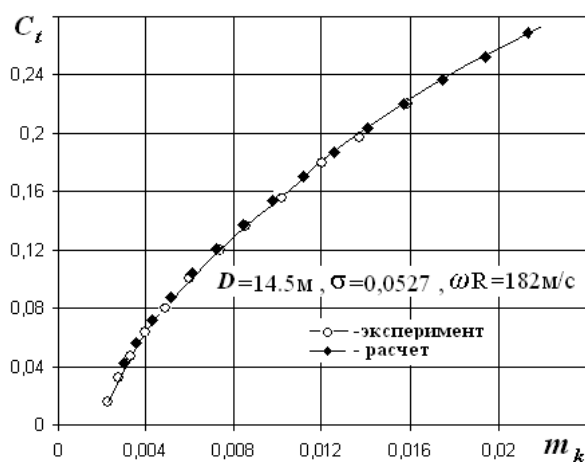


Рис. 4. Поляра несущего винта вертолета Ми-2 на режиме висения

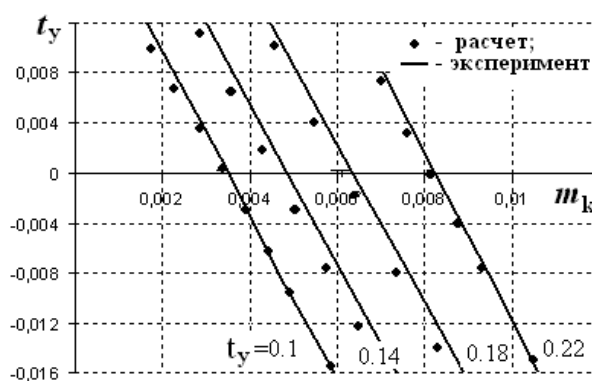


Рис. 5. Поляры несущего винта вертолета Ми-2 в поступательном полете ( $\mu=0.15$ ,  $\sigma=0.0527$ ,  $\omega R=170$  м/с)

**Результаты расчетов.** В данной работе приведены результаты исследований влияния стреловидности законцовки лопасти несущего винта (применяют на вертолетах S-76, Ка-50, Ми-28 и др.) на его аэродинамические характеристики при больших скоростях полета. В качестве объекта исследований рассмотрен четырехлопастный несущий винт (НВ) с коэффициентом заполнения  $\sigma=0.0737$  и окружной скоростью конца лопасти  $\omega R=224$  м/с, что соответствует концевому значению числа  $M_0=0.66$ . Лопасть НВ имеет линейную крутку  $\Delta\varphi=6^\circ$  и стреловидную законцовку при  $\bar{r}=r/R \geq 0.9$ . Форма лопасти в плане и ее профилировка показаны на рис. 6.

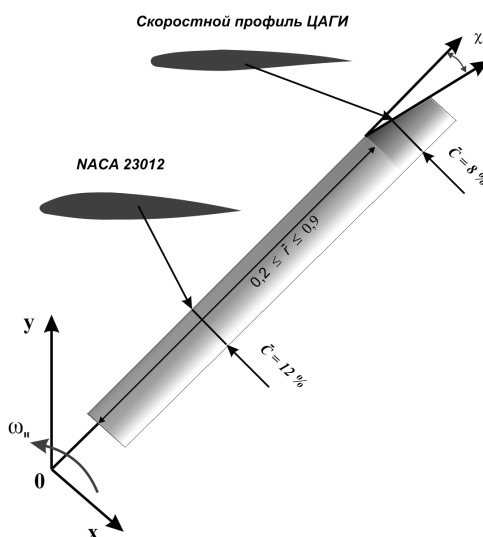


Рис. 6. Форма исследованной лопасти со стреловидной законцовкой

Рассматривали три варианта аэродинамической компоновки лопасти НВ: стандартная прямоугольная лопасть (угол стреловидности законцовки  $\chi=0$ ), лопасть с законцовками, имеющими угол стреловидности по передней кромке  $\chi=15$  и  $20^\circ$ , соответственно.

В качестве примера расчета в данной статье представлены некоторые результаты расчетов аэродинамических характеристик НВ при поступательном полете на скорости  $V=300$  км/ч ( $\bar{V}=0.372$ ) и углом атаки винта  $\alpha_H=-15^\circ$  при частоте вращения винта  $n_H=470$  об/мин. На рис. 7 показаны диаграммы изменения угла атаки и местного числа  $M_\psi$  концевое расчетного сечения ( $\bar{r}=0.95$ ) для всех трех рассмотренных вариантов компоновки лопасти. Увеличение угла стреловидности законцовки лопасти до величины  $\chi=20^\circ$  позволяет уменьшить число  $M$  наступающей лопасти с  $M_\psi=0.89$  до  $M_\psi=0.84$  при угле атаки сечения лопасти  $\alpha_c \approx -2^\circ$ . Так как для несимметричного профиля ЦАГИ угол атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0=-1.8^\circ$ , то в данном сечении лопасти профильное сопротивление будет минимальным. В то же время благодаря стреловидности законцовки уменьшаются углы атаки отступающей лопасти, что обеспечивает безотрывное обтекание лопасти на данном режиме полета.

Изменение профильной составляющей крутящего момента лопасти за оборот винта показано на рис. 8. Уменьшение числа  $M_\psi$  концевых сечений

наступающей лопасти позволяет существенно снизить профильные потери несущего винта.

На рис. 9 показаны поляры НВ для всех рассмотренных вариантов компоновки лопасти на заданном режиме полета. Из приведенных графиков следует, что применение лопасти со стреловидной законцовкой позволяет при постоянном значении коэффициента тяги винта  $C_t = const$  уменьшить величину коэффициента крутящего момента НВ в среднем на 5...8%, а соответственно и величину потребляемой мощности силовой установки на привод винта.

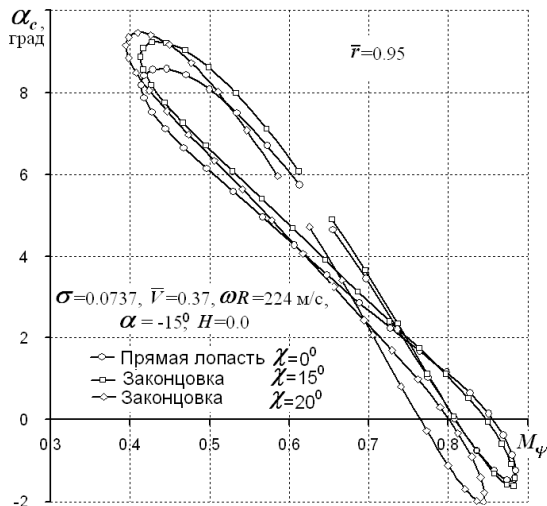


Рис. 7. Влияние угла стреловидности законцовки лопасти на диаграмму изменения чисел  $M$  и углов атаки сечения на относительном радиусе  $\bar{r} = 0.95$

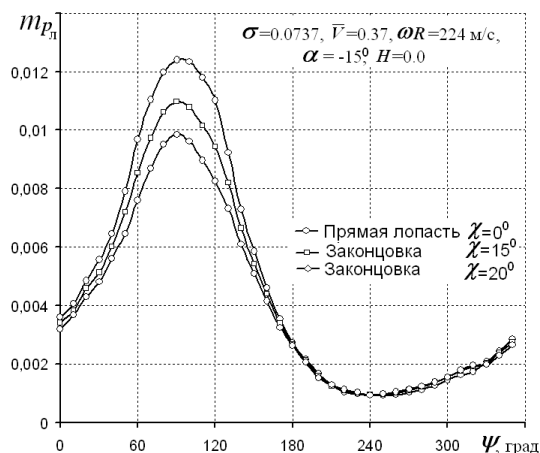


Рис. 8. Влияние угла стреловидности законцовки на изменение профильной составляющей крутящего момента лопасти

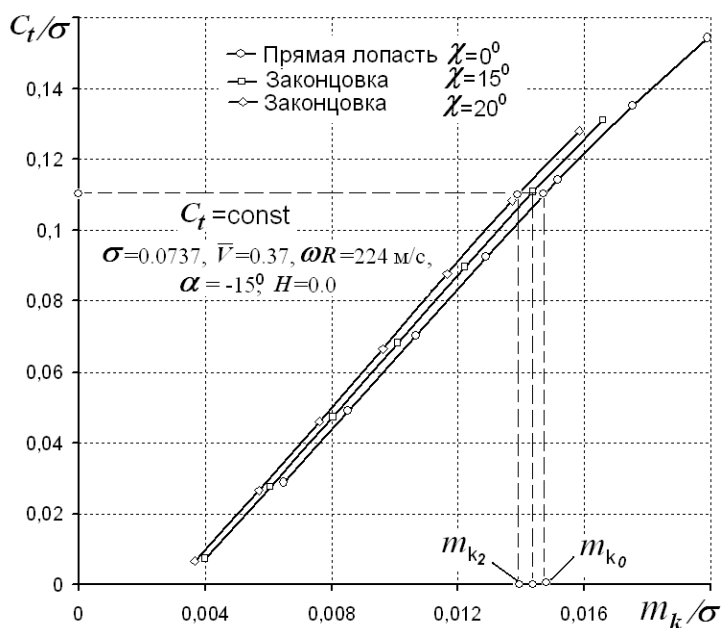


Рис. 10. Поляра несущего винта при различных вариантах законцовки лопасти на скорости 300 км/ч

## Вывод

Разработанный численный метод дает возможность на этапе проектирования аэродинамические характеристики НВ, лопасти которого имеют сложную форму в плане. Результаты проведенных исследований показали, что применение стреловидных законцовок на лопастях НВ позволяет на больших скоростях полета уменьшить проявление эффекта сжимаемости воздушного потока на наступающей лопасти и уменьшить энергетические затраты на привод несущего винта.

## Список литературы

1. Применение профилей ЦАГИ на несущих и рулевых винтах вертолетов/Е.С. Вожаев, М.А. Головкин, В.А. Анимица, А.А. Никольский// Труды VIII вертолетного форума, 19-20 марта. – М.: МАИ, 2008. – С.47-62.
2. Vozhdajev E.S. Current State – of – the – Art of TsAGI Studies in the Area of Helicopter Aerodynamics/ E.S. Vozhdajev, V.A. Golovkin// 21 European Rotor craft Forum, Saint – Petersburg, Russia, August 30 – September 1, 1995. - P. II. 17 -17-14.
3. Шайдаков В.И. Дисковая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску/ В.И. Шайдаков// Проектирование вертолетов. – М.: МАИ, 1976. – Вып. 381. – С.57-69.
4. Вертолеты. Расчет и проектирование/М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман и др. - М.: Машиностроение, 1996. -151 с.
5. Ковалев Е.Д. Метод расчета нестационарных аэродинамических характеристик одновинтового вертолета/Е.Д. Ковалев, В.А. Удовенко// Технология и организация производства. – К.: Укр.НТИ, 1992. - №1. – С. 54-58.
6. Белоцерковский С.М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов/С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ - М.: Машиностроение, 1992. – 220с.
7. Джонсон У. Теория винта /У. Джонсон. - М.: Мир, 1983. - Кн. 1. – 501 с.
8. Моцарь А.И. Математическая модель имитации полета вертолета на комплексном тренажере /А.И. Моцарь// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – 2008. – Вып. 38.– С. 81- 92.
9. Браверман А.С. Динамика вертолета. Предельные режимы/ А.С. Браверман, А.П. Вайнруб. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.
10. Исследование профиля лопасти несущего винта вертолета. Обзор по материалам иностранной печати. – М.: ЦАГИ. – 1979. – Вып. -568.– 57 с.
11. Теория несущего винта/В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вожаев, Г. И. Майкапк. – М.: Машиностроение, 1973. – 364 с.

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

Поступила в редакцию 25.11.10



## **Вплив стрілоподібної закінцівки лопаті на аеродинамічні характеристики несучого гвинта при великих швидкостях польоту**

На основі класичної теорії несучого гвинта розроблено методику розрахунку аеродинамічних характеристик гвинта, лопаті якого мають стрілоподібну закінцівку. Показано, що застосування такої закінцівки лопаті на великих швидкостях польоту дозволяє зменшити величину потрібної потужності на привід гвинта.

**Ключові слова:** лопать, стрілоподібна закінцівка, аеродинамічні характеристики, число Маха, критерії подібності, поляра гвинта.

## **Influence of the arrow-shaped blade tip on the main rotor aerodynamically characteristics at high speed helicopter flight**

Based on classical theory of main rotor has been developed the method of calculating the aerodynamic characteristics of the rotor with blades which are arrow-ending. It is shown that the use of blade tip at high speed of the flight allows to reduce the amount of required power to the rotor drive.

**Keywords:** blade, sweep arrow-shaped tip, aerodynamic characteristics, Mach number, the similarity criteria, the polar of the screw