

УДК 629.735.45

В.Г. Лебедь, С.А. Калкаманов

Харьковский университет Воздушных Сил имени Ивана Кожедуба, Харьков

МЕТОД ОПЕРАТИВНОГО РАСЧЕТА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК РУЛЕВОГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ДЛЯ ЗАДАЧ ИМИТАЦИИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА НА ТРЕНАЖЕРАХ

Представлен метод оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолета. Метод основан на применении элементов лопастной вихревой теории винта с использованием аэродинамических характеристик профиля лопасти.

Ключевые слова: рулевой винт, нелинейные аэродинамические характеристики, поляра, угол атаки, коэффициент сопротивления, коэффициент подъемной силы.

Введение

Современный этап авиации характеризуется бурным развитием авиационных тренажеров. Одной из основных задач при разработке и модернизации авиационных тренажеров является задача расширения диапазона имитируемых режимов полета, характеризующихся существенной нелинейностью протекания аэродинамических характеристик несущего и рулевого винтов. Аэродинамические характеристики (АХ) рулевого винта (РВ) определяется по более простому методу, чем аэродинамические характеристики несущего винта (НВ).

Для аэродинамического анализа РВ широкое применение нашли методы, основанные на: импульсной теории [1, 2], теории элемента лопасти [3], дисковой и лопастной теориях винта [4 – 6]. Одним из первых методов, применяемых для расчета АХ винтов, является метод идеального винта, основанного на импульсной теории [7]. Данный метод позволил получить аналитические выражения для АХ винта, но область его применения ограничена линейным диапазоном изменения характеристик. Такой же недостаток присущ методу, основанному на дисковой теории винта. Методы расчета, основанные на лопастной теории винта, позволяют учесть некоторые нелинейности, но требуют значительных компьютерных ресурсов, что приводит к невозможности выполнения расчетов в реальном масштабе времени.

Для повышения достоверности моделирования динамики полета вертолета в реальном масштабе времени, необходимы математические модели, позволяющие оперативно рассчитывать АХ РВ с учетом нелинейностей, обусловленных вязкостью и сжимаемостью среды, концевыми перетеканиями с лопастей РВ, интерференцией от несущего винта и киля.

Целью работы является разработка метода оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолета для задач имитации динамики полета на тренажерах.

Основная часть

Метод расчета аэродинамических характеристик РВ имеет некоторые отличия от метода расчета АХ несущего винта, так как:

– рулевой винт выполнен по карданной схеме и лопасти РВ вращаются в одной плоскости (конуса вращения лопастей, как в случае несущего винта, не образуется);

– частота вращения РВ в 3-6 раз больше частоты вращения НВ, следовательно, действие стабилизирующих положение плоскости вращения РВ центробежных сил существенно больше;

– рулевой винт имеет компенсатор взмаха ($k_{рв} \approx 1$), уменьшающий углы «качания» плоскости вращения лопастей РВ;

– отклонение тяги РВ на незначительный угол от оси вращения РВ практически не приводит к изменению путевого момента от РВ вследствие большого плеча.

Введем обозначения:

$\alpha_{рв}$ – угол атаки рулевого винта (РВ);

$V_{рв}$ – скорость набегающего на РВ воздушного потока;

$R_{рв}$ – радиус рулевого винта;

$\omega_{рв}$ – угловая скорость вращения рулевого винта;

$R_{оп}$ – расстояние от оси вращения РВ до оперенной части лопасти;

Ψ – угол азимутального положения лопасти РВ;

r – радиус рассматриваемого сечения лопасти РВ;

$b_{лрв}$ – хорда лопасти РВ;

$Z_{лрв}$ – число лопастей РВ;

$\mu_{рв} = V_{рв} \cos \alpha_{рв} / (\omega_{рв} R_{рв})$ – коэффициент скорости РВ;

$\lambda_{рв} = (V_{рв} \sin \alpha_{рв} - V_{ирв}) / (\omega_{рв} R_{рв})$ – коэффициент протекания РВ;

$V_{ирв}$ – осредненная по диску РВ индуктивная скорость;

ϕ_{0PB} - общий шаг лопастей РВ.

Угол атаки рулевого винта равен:

$$\alpha_{PB} = \begin{cases} \arctg V_{y1}/V_{x1} & \text{при } V_{x1} > 0; \\ \pi / 2 & \text{при } V_{x1} = 0, V_{y1} > 0; \\ 3\pi / 2 & \text{при } V_{x1} = 0, V_{y1} < 0; \\ \pi + \arctg V_{y1}/V_{x1} & \text{при } V_{x1} < 0, \end{cases} \quad (1)$$

где $V_{x1} = V_{\infty} \cdot \cos(-\beta)$; $V_{y1} = V_{\infty} \cdot \sin(-\beta) - V_{\omega}$;

$$V_{\omega} = \omega_x Y_{PB} + \omega_y L_{PB}; \quad V_{PB} = \sqrt{V_{x1}^2 + V_{y1}^2};$$

β - угол скольжения вертолета (в левой системе координат); L_{PB} - плечо РВ; $x_{цт}$ - продольная центровка вертолета в метрах; Y_{PB} - превышение оси вращения РВ над центром масс вертолета; ω_x, ω_y - угловые скорости крена и рысканья вертолета; V_{∞} - воздушная скорость вертолета.

Рассмотрим составляющие скорости течения воздуха в сечении лопасти РВ (рис. 1).

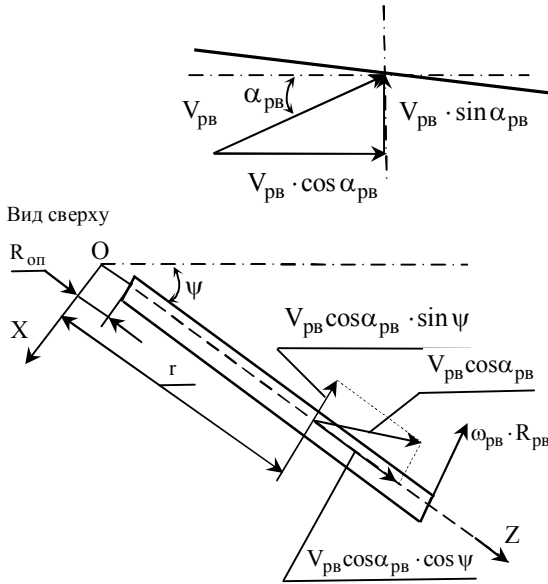


Рис. 1. Составляющие скорости на поверхности лопасти рулевого винта

Возьмем местную левую систему координат OXYZ (рис. 1). Принимая во внимание, что уравнения относительно углов наклона карданного винта и махового движения лопасти одинаковы [1], составляющие скорости в j-м сечении лопасти винта (на расстояние r от оси вращения РВ) можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} V_{xj} &= \omega_{PB} r \cos \beta_{PB} + V_{PB} \cos \alpha_{PB} \sin \psi; \\ V_{yj} &= V_{PB} \sin \alpha_{PB} \cos \beta_{PB} - V_i - \\ &\quad - V_{PB} \cos \alpha_{PB} \sin \beta_{PB} \cos \psi - r \cdot \frac{d\beta_{PB}}{d\psi} \cdot \omega_{PB}; \\ V_{zj} &= V_{PB} \cos \alpha_{PB} \cos \psi, \end{aligned} \quad (2)$$

где $\beta_{PB} = -A_1 \cdot \cos \psi$; $\frac{d\beta_{PB}}{d\psi} = A_1 \cdot \sin \psi$;

$$A_1 = 2\mu_{PB}(\lambda_{PB} + 4\phi_{0PB} / 3) / (1 - 0,5\mu_{PB}^2);$$

β_{PB} - угол наклона диска РВ;

V_i - индуктивная скорость в сечении лопасти, удаленном на расстояние r от оси вращения РВ.

Определим силы, действующие на рулевой винт. Полная аэродинамическая сила R направлена по оси вращения РВ. Она образуется суммированием погонных нагрузок по радиусу в каждом азимутальном положении.

В j-м сечении лопасти винта на участке dr действуют следующие силы (рис. 2): dT - тяга элемента лопасти длиной dr, dQ - элементарная сила сопротивления вращению лопасти длиной dr. На рис. 2: α_j - угол атаки сечения лопасти винта, ϕ - угол установки лопасти.

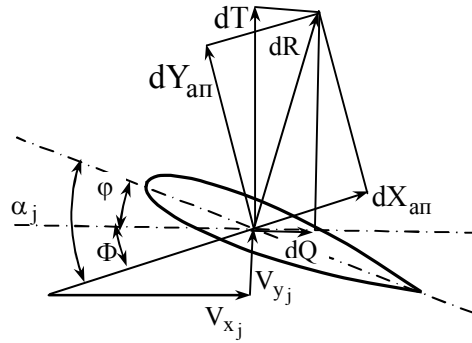


Рис. 2. Схема сил на профиле лопасти винта

Из рассмотрения схемы сил (рис. 2) следует, что

$$\begin{aligned} \frac{dT}{dr} &= \frac{dY_{ан}}{dr} \cdot \cos \Phi + \frac{dX_{ан}}{dr} \cdot \sin \Phi; \\ \frac{dQ}{dr} &= \frac{dX_{ан}}{dr} \cdot \cos \Phi - \frac{dY_{ан}}{dr} \cdot \sin \Phi. \end{aligned}$$

Но

$$\cos \Phi = V_{xj}/V_j, \quad \sin \Phi = V_{yj}/V_j,$$

$$dY_{ан} = C_{Ya} \cdot \frac{1}{2} \rho V_j^2 b_j dr,$$

$$dX_{ан} = C_{Xa} \cdot \frac{1}{2} \rho V_j^2 b_j dr.$$

Таким образом:

$$\begin{aligned} \frac{dT}{dr} &= C_{Ya} \frac{\rho V_j^2}{2} b_j \frac{V_{xj}}{V_j} + C_{Xa} \frac{\rho V_j^2}{2} b_j \frac{V_{yj}}{V_j} = \\ &= \frac{1}{2} C_{Ya} \rho V_{xj} V_j b_j + \frac{1}{2} C_{Xa} \rho V_{yj} V_j b_j; \\ \frac{dQ}{dr} &= \frac{1}{2} \rho V_j b_j (C_{Xa} V_{xj} - C_{Ya} V_{yj}), \end{aligned} \quad (3)$$

где V_j - скорость в j-м сечении лопасти винта; b_j - хорда лопасти в j-м сечении.

Тяга лопасти и крутящий момент лопасти в каждом азимутальном положении равны:

$$T_{\psi} = \int_{R_{оп}}^{R_{рв}} \frac{dT}{dr} dr, \quad M_{кр\psi} = \int_{R_{оп}}^{R_{рв}} \frac{dQ}{dr} dr.$$

Средние за оборот коэффициенты тяги и крутящего момента можно записать в таком виде:

$$C_{трв} = \frac{Z_{лрв}}{0,5\rho(\omega_{рв} R_{рв})^2 \pi R_{рв}^2 \cdot 2\pi} \int_0^{2\pi} T_{\psi} d\psi, \quad (4)$$

$$m_{кр\ рв} = \frac{Z_{лрв}}{0,5\rho(\omega_{рв} R_{рв})^2 \pi R_{рв}^3 \cdot 2\pi} \int_0^{2\pi} M_{кр\psi} d\psi.$$

Направление подъемной силы будет перпендикулярным к вектору скорости в j-м сечении лопасти винта - \vec{V}_j . Подъемную силу и силу сопротивления сечения определим используя аэродинамические характеристики профилей при числе $M_j = \frac{V_j}{a_{\infty}}$ и угле атаки $\alpha_j = \phi_{0рв} + \Delta\alpha$ (рис. 3).

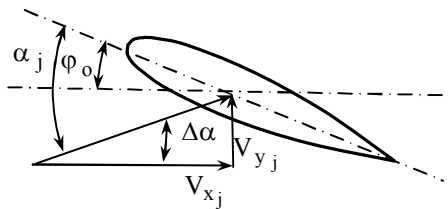


Рис. 3. Геометрическое изображение составляющих угла атаки

Здесь:

$$\Delta\alpha = \begin{cases} \arctg V_{y_j}/V_{x_j} & \text{при } V_{x_j} > 0; \\ \pi / 2 & \text{при } V_{x_j} = 0, V_{y_j} > 0; \\ 3\pi / 2 & \text{при } V_{x_j} = 0, V_{y_j} < 0; \\ \pi + \arctg V_{y_j}/V_{x_j} & \text{при } V_{x_j} < 0, \end{cases} \quad (5)$$

где составляющие скорости V_{x_j} и V_{y_j} определяются из выражений (2).

Аэродинамические характеристики профиля вычисляются по полуэмпирической методике [8], приемлемой для авиационных профилей в широком диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха.

Для определения C_{ya} и C_{xa} профиля лопасти на том или ином расстоянии r необходимо знать величину коррекции угла атаки профиля за счет местной индуктивной скорости V_i (рис. 4). Для этого свободные вихри разделяются на два класса. К первому классу относятся вихри, примыкающие непосредственно к задней кромке рассматриваемой лопасти и сошедшие с нее за время поворота лопасти по азимуту на некоторый небольшой угол $\Delta\psi$. Такие вихри называют примыкающими (к задней кромке), а вызываемые ими индуктивные скорости – собственными. Ко второму классу относятся все остальные свободные вихри. Эти вихри называют отдаленны-

ми, а вызываемые ими скорости – внешними индуктивными скоростями.

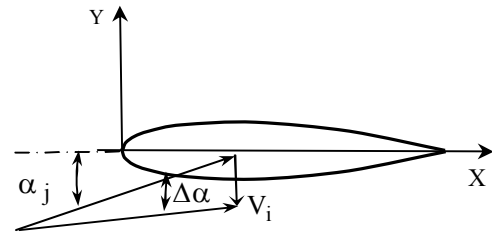


Рис. 4. Коррекция угла атаки за счет индуктивной скорости

Для определения индуктивной скорости лопасти РВ моделируются с помощью простой вихревой схемы (рис. 5), в которой применяются присоединенные (на средней линии лопасти РВ) вихри с напряженностью Γ_i ($i = 1, \dots, I_{л}$) и примыкающие вихри.

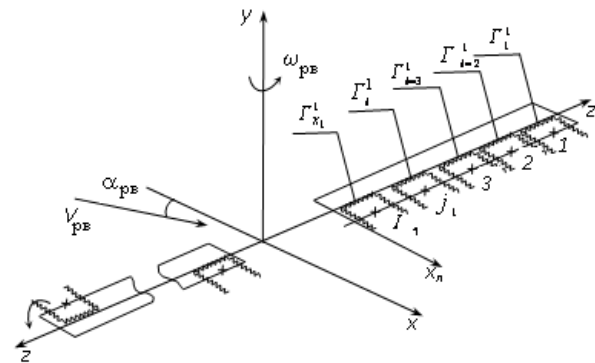


Рис. 5. Расположение вихрей на лопастях винта

Собственные индуктивные скорости в точке j определяются от вихревой системы лопасти (рис. 5):

$$V_{ic} = \sum_{i=1}^{I_{л}} \sum_{j=1}^{J_k} a_{ij} \cdot \Gamma_i. \quad (6)$$

где $I_{л}$ – количество П-образных вихрей, образующих вихревую схему лопасти; J_k – количество вихревых отрезков, относящихся i-му Γ -образному вихрю; a_{ij} – матрица скоса от системы вихревых отрезков [9, 10].

Расчет внешних индуктивных скоростей основывается на коррекции в виде дополнительной осредненной по диску РВ индуктивной скорости ΔV_i , которая определяется с использованием экспериментальных данных по полюре РВ.

В отличие от метода дискретных вихрей, в которой напряженности вихрей Γ_i определяются исходя из условия непротекания в контрольных точках (рис. 5), в предлагаемом методе Γ_i определяются из решения итерационным методом системы уравнений, состоящей из формулы Н.Е. Жуковского [11] о подъемной силе профиля и выражения для расчета индуктивной скорости от вихревой схемы:

$$\Gamma_i = 0.5 \cdot C_{y_{aj}} \cdot V_j \cdot b_j; \quad (7)$$

$$V_i - \sum_{j=1}^{I_d} \sum_{k=1}^{J_k} a_{ij} \cdot \Gamma_i - \Delta V_i = 0,$$

где ΔV_i – коррекция осредненной по диску РВ индуктивной скорости; V_i – индуктивная скорость в центре хорды профиля в j -м сечении, она определяется от всех вихревых отрезков, которыми моделируется РВ.

Коэффициент подъемной силы профиля (сечения лопасти РВ) определяется как

$$C_{ya_j} = 2 \cdot \Gamma_i / (V_j \cdot V_j). \quad (8)$$

Индуктивное сопротивление профиля в сечении лопасти РВ можно определить следующим образом

$$X_{aij} = \rho V_{ji} \Gamma_i \Delta Z, \quad (9)$$

а коэффициент индуктивного сопротивления

$$C_{xi_j} = \frac{2 \rho V_{ji} \Gamma_i}{\rho V_j^2 V_j}, \quad (10)$$

где $V_{ji} = V_{ic} + \Delta V_i$.

Суммарный коэффициент сопротивления равен

$$C_{Xaj} = C_{Xaj} + C_{Xij}, \quad (11)$$

где C_{Xaj} – коэффициент профильного сопротивления в j -м сечении.

На рис. 6 – 8 представлены сравнения результатов расчета по предлагаемому методу (сплошная линия) поляра рулевого винта с экспериментальными данными (точки) при различных значениях концевой скорости лопасти ($\omega_{рв} R_{рв}$).

Видно, что разработанный метод позволяет описать особенности протекания аэродинамических характеристик РВ во всем диапазоне изменения основных параметров. Совпадение расчетных данных с экспериментальными вполне удовлетворительное, максимальная относительная погрешность расчета зависимости коэффициента тяги C_t от коэффициента крутящего момента m_k составляет 4,2% на режиме висения и 6,7% - на режиме косоого обтекания РВ.

Выводы

Разработан метод расчета аэродинамических характеристик рулевого винта одновинтового вертолета. Метод позволяет с достаточной степенью точности определять нелинейные аэродинамические характеристики рулевого винта при минимальных требованиях к ресурсу компьютера. В дальнейшем предполагается обобщить разработанный метод для расчета аэродинамических характеристик несущего винта.

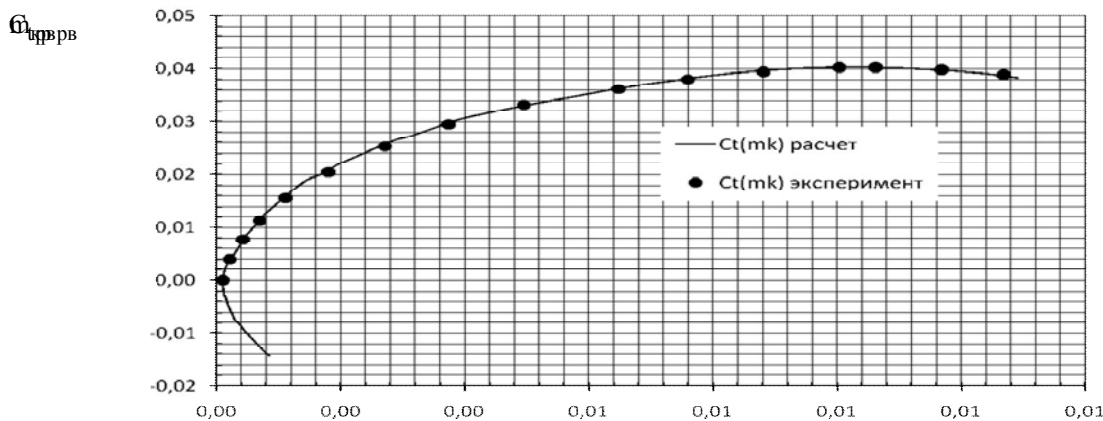


Рис. 6. Поляра рулевого винта при $\omega_{рв} R_{рв} = 204$ м/с

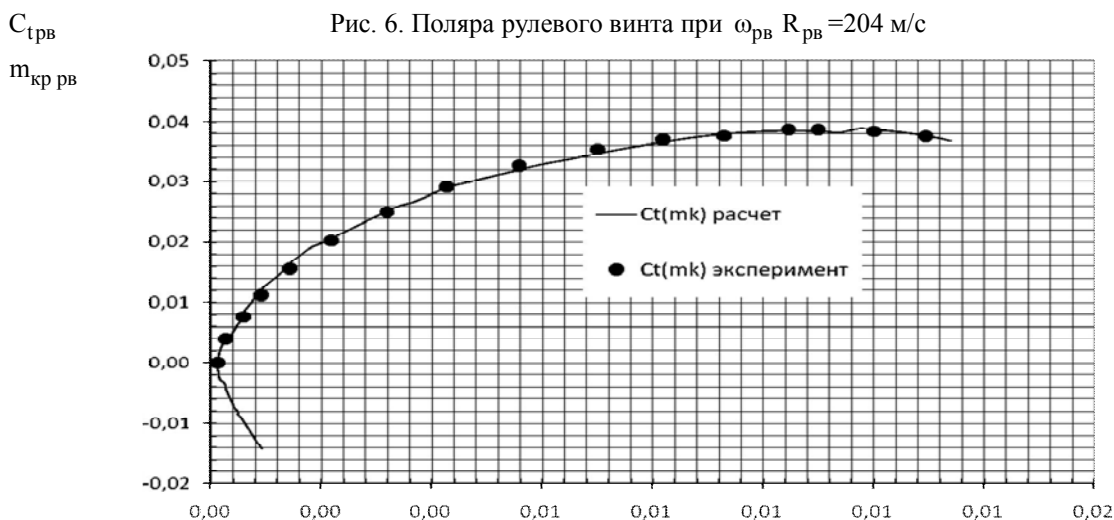
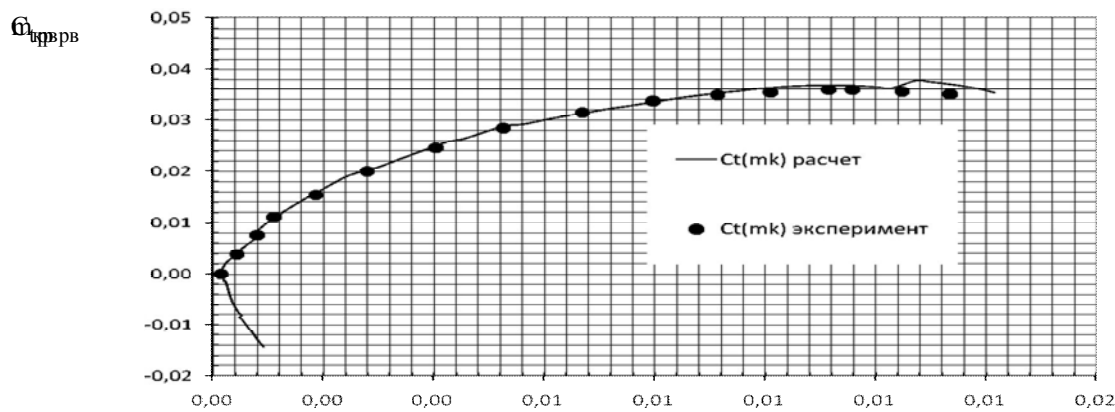


Рис. 7. Поляра рулевого винта при $\omega_{рв} R_{рв} = 227$ м/с

Рис. 8. Поляра рулевого винта при $\omega_{рв} R_{рв} = 254$ м/с

Список литературы

1. Вертолеты. Расчет и проектирование [текст] / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман и др.; под ред. М.Л. Миль – М.: Маш., 1966. – 454 с.
2. Теория идеального несущего винта вертолета [текст] / Известия АН СССР, отдел. техн. наук; механика и машиностроение; под ред. А.С. Бравермана – М.: Наука, 1959. – С. 25 – 30.
3. Гессоу А. Аэродинамика вертолета / А. Гессоу, Г. Майерс. – М.: Оборонгиз, 1954. – 255 с.
4. Теория несущего винта [текст] / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдербубе, Е.С. Вождаев, Г.И. Майкапар; под ред. А.К. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1973. – 364 с.
5. Джонсон У. Теория вертолета [текст] / У. Джонсон; перев. с англ. В.Э. Баскина, С.Ю. Есаулова, В.С. Каплана. – М.: Мир, 1983. – Кн. 1. – 249 с.
6. Белоцерковский С.М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов [текст] / С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ; под ред. С. М. Белоцерковского. – М.: Машиностроение, 1992. – 224 с.
7. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов [текст] / Б.Н. Юрьев. – М.: Оборонгиз, 1956. – С. 191 – 215.

8. Лебедь В.Г. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик профиля при углах атаки от 0° до 360° [текст] / В.Г. Лебедь, С.А. Калкаманов, Е.Ю. Иленко // Системи обробки інформації. – Х.: ХУПС, 2014. – Вып. 4 (120). – С. 81 – 84.

9. Белоцерковский С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

10. Лебедь В.Г. Аэрогидрогазодинамика. Підручник [Текст] / В.Г. Лебедь, Ю.І.Миргород, Є.О.Українець. – Х.: ХУПС ім. Івана Кожедуба, 2011. – 415 с.

11. Жуковский Н. Е. Вихревая теория гребного винта. Статьи 1, 2, 3, 4 (1912–1918 г.) / Н. Е. Жуковский // Собрание сочинений. – М.: Гостехиздат, 1949. – Т. 4. – С. 395 – 529.

Поступила в редколлегию 5.05.2014

Рецензент: д-р техн. наук ст. научн. сотр. Е.А. Украинец, Харьковский университет Воздушных сил им. И. Кожедуба, Харьков.

МЕТОД ОПЕРАТИВНОГО РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РУЛЬОВОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА ДЛЯ ЗАДАЧ ІМІТАЦІЇ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ ВЕРТОЛЬОТА НА ТРЕНАЖЕРАХ

В.Г. Лебедь, С.А. Калкаманов

Представлено метод оперативного розрахунку нелінійних аеродинамічних характеристик рульового гвинта одногвинтового вертольота. Метод засновано на застосуванні елементів лопатевої вихрової теорії гвинта з використанням аеродинамічних характеристик профілю лопаті. Метод дозволяє з достатнім ступенем точності визначати нелінійні аеродинамічні характеристики рульового гвинта при мінімальних вимогах до ресурсу комп'ютера.

Ключові слова: рульовий гвинт, нелінійні аеродинамічні характеристики, поляра, кут атаки, коефіцієнт опору, коефіцієнт підйомної сили.

OPERATIONAL METHOD OF CALCULATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE HELICOPTER TAIL ROTOR FOR THE TASKS OF THE DYNAMICS SIMULATION OF HELICOPTER FLIGHT SIMULATORS

V.G. Lebed, S.A. Kalkamanov

Presented a method of the operational calculation nonlinear aerodynamic characteristics of single-rotor helicopter tail rotor. The method is based on the using of elements of the vortex theory blade propeller with aerodynamic characteristics of profile blade. The method allows to reliably determine the nonlinear aerodynamic characteristics of the tail rotor with minimal requirements to computer resources.

Keywords: tail rotor, nonlinear aerodynamic characteristics, the polar, the angle of attack, the coefficient of resistance, the lift coefficient.