

УДК 629.7.072

**В. Г. ЛЕБЕДЬ, С. А. КАЛКАМАНОВ***Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина*

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ НЕЛИНЕЙНОЙ АЭРОДИНАМИКИ НЕСУЩЕГО ВИНТА ДЛЯ ЗАДАЧ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА НА ВЕРТОЛЕТНЫХ ТРЕНАЖЕРАХ

*Разработана математическая модель для оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик несущего винта вертолета одновинтовой схемы при моделировании динамики полета в вертолетных тренажерах. Модель учитывает нелинейные эффекты, обусловленные влиянием сжимаемости и вязкости среды, срывом потока и концевыми перетеканиями на лопастях, и позволяет моделировать граничные и критические режимы полета вертолета, за исключением режима «вихревого кольца». Приведены примеры расчетов аэродинамических характеристик несущего винта, результаты которых удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.*

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

### Введение

Современный этап развития вертолетостроения характеризуется широким применением методов математического моделирования. Модели динамики полета вертолета становятся неотъемлемой частью математического обеспечения современных вертолетных тренажеров и симуляторов полета, находят широкое применение при расследовании лётных происшествий. Для обеспечения достоверности и адекватности результатов моделирования динамики полета вертолета в широком диапазоне изменения параметров полета модель расчета аэродинамических характеристик несущего винта (НВ) должна учитывать нелинейные эффекты, обусловленные влиянием вязкости и сжимаемости среды, а также аэродинамической интерференцией между элементами вертолета. Кроме того, математическая модель должна обеспечить оперативность проведения расчетов. Так, в современных вертолетных тренажерах время одного обращения к блоку расчета аэродинамических характеристик НВ не должна превышать 10 мсек. Поэтому на сегодняшний день актуальными остаются вопросы усовершенствования существующих и разработки новых математических моделей расчета нелинейных аэродинамических характеристик НВ вертолета, позволяющих проводить моделирование динамики полета в вертолетных тренажерах в реальном масштабе времени.

Для моделирования динамики полета вертолета на тренажерах в настоящее время применяют математические модели расчета аэродинамических характеристик НВ, основанные на дисковой теории

винта или на задании аэродинамических характеристик в виде аппроксимирующих алгебраических выражений [1-4]. Эти математические модели не требуют больших компьютерных ресурсов и позволяют проводить моделирование динамики полета вертолета в режиме реального масштаба времени. Однако для моделирования предельных (граничных) и критических режимов полета (таких как, «валёжка», полет на больших скоростях, «затяжеление» НВ, «подхват» и т.д.), характеризующихся существенной нелинейностью аэродинамических характеристик, данные математические модели не пригодны.

Получивший в последние годы распространение метод дискретных вихрей [5,6], основанный на решении уравнения Лапласа, описывающего течение идеального несжимаемого газа, а также методы вычислительной аэродинамики, основанные на решении уравнений Эйлера или Навье-Стокса [7,8], требуют значительных ресурсов вычислительной техники и не позволяют проводить моделирование динамики полета в вертолетных тренажерах в реальном масштабе времени.

Целью работы является разработка математической модели для оперативного расчета нелинейных аэродинамических характеристик несущего винта вертолета одновинтовой схемы при моделировании динамики полета в вертолетных тренажерах.

### Основной материал

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

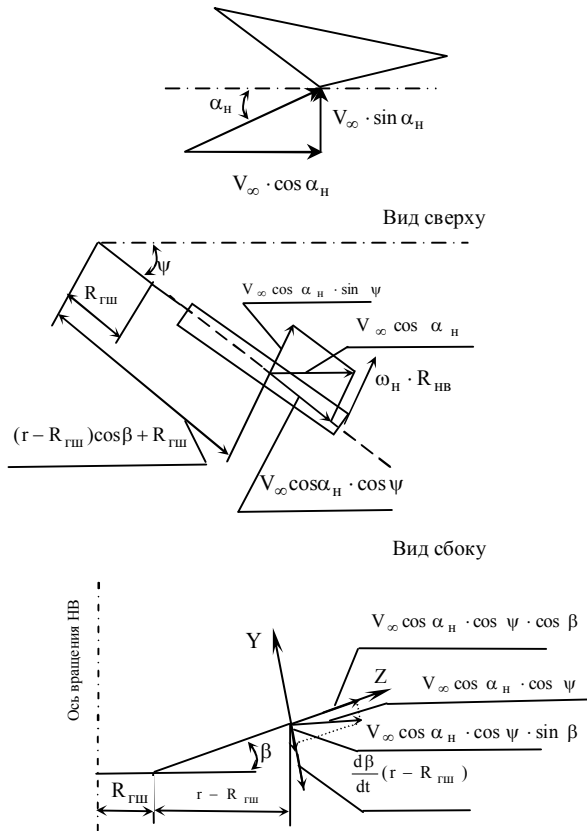


Рис. 1. Составляющие скорости на панели лопасти винта

Если взять местную систему координат OXYZ (см. рис. 1), то составляющие скорости в j-м сечении лопасти винта (на расстоянии r от оси вращения НВ) можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} V_{x_j} &= \omega_n [(r - R_{гш}) \cdot \cos \beta + R_{гш}] + V_\infty \cos \alpha_n \sin \psi, \\ V_{y_j} &= (V_\infty \sin \alpha_n - V_i) \cos \beta - \\ &\quad - V_\infty \cos \alpha_n \cos \psi \sin \beta - (r - R_{гш}) \frac{d\beta}{dt}, \\ V_{z_j} &= V_\infty \cos \alpha_n \cos \psi \cos \beta + V_\infty \sin \alpha_n \sin \beta, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $V_i$  – индуктивная скорость в j-м сечении лопасти, удаленном на расстояние r от оси вращения.

$\alpha_n$  – угол атаки несущего винта;

$V_\infty$  – скорость набегающего потока;

$\omega_n$  – угловая скорость несущего винта;

$R_{гш}$  – разнос горизонтального шарнира;

$\beta$  – угол отклонения лопасти от плоскости вращения винта (угол взмаха);

$\Psi$  – угол азимутального положения лопасти НВ;

r – радиус рассматриваемого сечения лопасти.

Угол взмаха можно определить, решив уравнение движения лопасти под действием моментов от силы тяги, силы тяжести и центробежной силы. Решение уравнения движения лопасти имеет вид [1]:

$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - v_1 \sin \psi; \quad (2)$$

где  $a_0 = \gamma \left[ \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \varphi_0 + \frac{1}{3} \lambda \right] + \Delta a_0$ ;

$$a_1 = \frac{2\mu}{1 - \frac{1}{2}\mu^2} \left( \frac{4}{3} \varphi_0 + \lambda \right) + \Delta a_1;$$

$$v_1 = \frac{4}{3} a_0 \frac{\mu}{1 + \frac{1}{2}\mu^2} + \Delta v_1;$$

$$\mu = \frac{V_\infty \cos \alpha_n}{\omega_n R_{HB}} \text{ – коэффициент скорости;}$$

$$\lambda = \frac{V_\infty \sin \alpha_n - V_{iHB}}{\omega_n R_{HB}} \text{ – коэффициент протекания;}$$

$$\gamma = \frac{v \rho C_{ya}^\alpha R_{HB}^4}{I_{гш}} \text{ – число Локка;}$$

$$I_{гш} = \int_0^{R_{HB}} r^2 m dr \text{ – момент инерции лопасти;}$$

v – хорда лопасти в характерном сечении  $r=0,7$ ;

$\rho$  – плотность воздуха;

$C_{ya}^\alpha$  – производная коэффициента подъемной силы профиля лопасти от угла атаки;

$\Delta a_0, \Delta a_1, \Delta v_1$  – приращения коэффициентов махового движения, обусловленные криволинейным движением вертолета и управляющими воздействиями на автомат перекоса [1];

$\varphi_0$  – общий шаг лопастей НВ.

$R_{HB}$  – радиус несущего винта;

$V_{iHB}$  – осредненная по диску НВ индуктивная скорость.

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

В 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:  $\alpha_j$  – угол атаки сечения лопасти винта;  $\Phi$  – угол установки лопасти.

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

$$\frac{dT}{dr} = \frac{dY_{ап}}{dr} \cdot \cos \Phi + \frac{dX_{ап}}{dr} \cdot \sin \Phi;$$

$$\frac{dQ}{dr} = \frac{dX_{ап}}{dr} \cdot \cos \Phi - \frac{dY_{ап}}{dr} \cdot \sin \Phi.$$

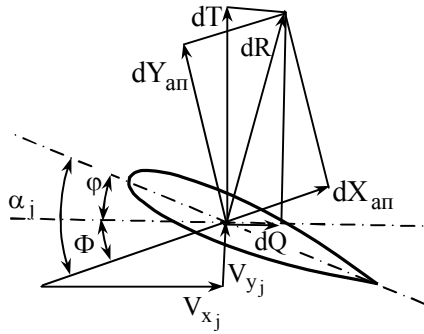


Рис. 2. Схема сил на профиле лопасти винта

Но

$$\cos \Phi = \frac{V_{xj}}{V_j}, \sin \Phi = \frac{V_{yj}}{V_j};$$

$$dY_{ап} = C_{ya j} \cdot \frac{1}{2} \rho V_j^2 B_j dr;$$

$$dX_{ап} = C_{xa j} \cdot \frac{1}{2} \rho V_j^2 B_j dr.$$

Таким образом,

$$\frac{dT}{dr} = C_{ya j} \cdot \frac{\rho V_j^2}{2} B_j \frac{V_{xj}}{V_j} + C_{xa j} \cdot \frac{\rho V_j^2}{2} B_j \frac{V_{yj}}{V_j} =$$

$$= \frac{1}{2} C_{ya j} \rho V_{xj} V_j B_j + \frac{1}{2} C_{xa j} \rho V_{yj} V_j B_j;$$

$$\frac{dQ}{dr} = \frac{1}{2} \rho V_j B_j (C_{xa j} V_{xj} - C_{ya j} V_{yj}),$$

где  $v_j$  - хорда лопасти в  $j$ -м сечении;

$C_{ya j}$ ,  $C_{xa j}$  - коэффициенты, соответственно, подъемной силы и силы сопротивления  $j$ -го сечения лопасти НВ.

Тяга лопасти и сила сопротивления вращению лопасти в каждом азимутальном положении равны

$$T_{\psi} = \int_{R_{гш}}^{R_{нв}} \frac{dT}{dr} dr, \quad Q_{\psi} = \int_{R_{гш}}^{R_{нв}} \frac{dQ}{dr} dr.$$

Крутящий момент лопасти равен

$$M_{кр\psi} = \int_{R_{гш}}^{R_{нв}} \frac{dQ}{dr} [(r - R_{гш}) \cos \beta + R_{гш}] dr.$$

Проекция тяги на ось винта равна  $T_{\psi} \cos \beta$ , а на плоскость вращения  $T_{\psi} \sin \beta$  (рис. 3).

Спроектируем силы лопасти, расположенные на плоскости вращения, на продольную и поперечную оси винта, тогда получим продольную и поперечную силы лопасти:

$$\begin{aligned} H_{\psi} &= -T_{\psi} \sin \beta \cos \psi + Q_{\psi} \sin \psi, \\ S_{\psi} &= -T_{\psi} \sin \beta \sin \psi - Q_{\psi} \cos \psi. \end{aligned} \quad (4)$$

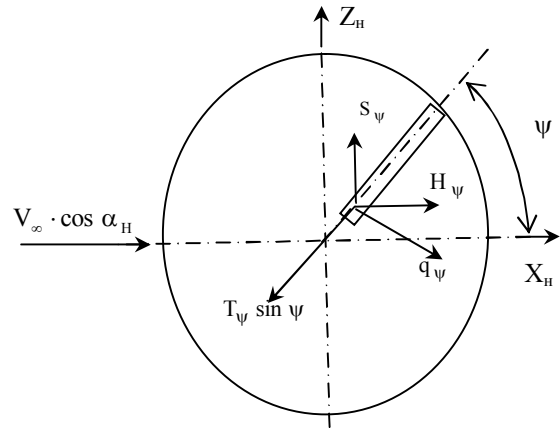


Рис. 3. Проекция сил на плоскость вращения

Составляющая  $T_{\psi} \cos \beta$  образует продольный и боковой моменты аэродинамических сил:

$$\begin{aligned} M_{Zл\psi} &= -T_{\psi} \cos \beta R_{гш} \cos \psi, \\ M_{Xл\psi} &= -T_{\psi} \cos \beta R_{гш} \sin \psi. \end{aligned} \quad (5)$$

Кроме моментов от аэродинамических сил, еще образуются моменты от инерционных сил:

$$\begin{aligned} M_{Хин} &= 0,5 \cdot z_{л} R_{гш} S_{г} \omega_{н}^2 B_1; \\ M_{Zин} &= 0,5 \cdot z_{л} R_{гш} S_{г} \omega_{н}^2 a_1, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $z_{л}$  - число лопастей;

$S_{г}$  - статический момент массы лопасти.

Средние за оборот коэффициенты сил и моментов можно записать в таком виде:

$$\begin{aligned} C_t &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_{н} R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^2} \int_0^{2\pi} T_{\psi} \cos \beta d\psi; \\ C_h &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_{н} R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^2} \cdot \pi \int_0^{2\pi} H_{\psi} d\psi; \\ C_s &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_{н} R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^2} \int_0^{2\pi} S_{\psi} d\psi; \\ m_{кр} &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_{н} R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^3} \int_0^{2\pi} M_{кр\psi} d\psi; \\ m_z &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_{н} R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^3} \left( \frac{M_{Zин}}{z_{л}} + \int_0^{2\pi} M_{Zл\psi} d\psi \right); \\ m_x &= \frac{z_{л}}{\rho(\omega_{н} R_{нв})^2 \pi^2 R_{нв}^3} \left( \frac{M_{Хин}}{z_{л}} + \int_0^{2\pi} M_{Хл\psi} d\psi \right). \end{aligned} \quad (7)$$

Коэффициенты подъемной силы и силы сопротивления НВ определяются пересчетом из связанной системы осей в скоростную

$$\begin{aligned} C_{ya} &= C_t \cos \alpha_n - C_h \sin \alpha_n; \\ C_{xa} &= C_t \sin \alpha_n + C_h \cos \alpha_n. \end{aligned} \quad (8)$$

Направление подъемной силы будет перпендикулярным к вектору скорости  $\vec{V}_j$ . Подъемную силу и силу сопротивления определим, используя аэродинамические характеристики профилей при числе

$M = \frac{V_j}{a_\infty}$  и угле атаки  $\alpha_j = \varphi_0 + \Delta\alpha$  (рис. 4). Здесь

$$\Delta\alpha = \begin{cases} \arctg \frac{V_{y_j}}{V_{x_j}} & \text{при } V_{x_j} > 0; \\ \frac{\pi}{2} & \text{при } V_{x_j} = 0, V_{y_j} > 0; \\ \frac{3}{2}\pi & \text{при } V_{x_j} = 0, V_{y_j} < 0; \\ \pi + \arctg \frac{V_{y_j}}{V_{x_j}} & \text{при } V_{x_j} < 0. \end{cases} \quad (9)$$

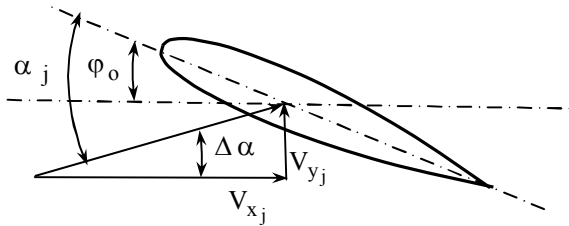


Рис. 4. Геометрическое изображение составляющих угла атаки

Аэродинамические характеристики профиля определяются по полуэмпирической методике (описана в работе [9]), приемлемой для авиационных профилей в широком диапазоне изменения углов атаки и чисел Маха.

Для определения  $C_{ya_j}$  и  $C_{xa_j}$  профиля лопасти на том или ином расстоянии  $r$  необходимо знать величину коррекции угла атаки профиля за счет местной индуктивной скорости  $V_i$  (рис. 5).

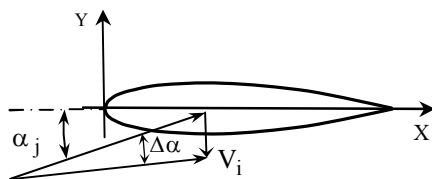


Рис. 5. Коррекция угла атаки за счет индуктивной скорости

Так как расчет положения свободной вихревой пелены и ее потребный объем для обеспечения заданной точности расчета напряженности свободных вихрей  $\Gamma_c$  и индуктивных скоростей  $V_i$  занимает значительное время, то свободные вихри удобно разделить на два класса [10]. 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 отдаленными, а вызываемые ими скорости – внешними индуктивными скоростями.

Для определения индуктивной скорости лопасти НВ моделируются с помощью простой вихревой схемы (рис. 6), в которой применяются присоединенные (на средней линии лопасти НВ) вихри с напряженностью  $\Gamma_i$  ( $i = 1, \dots, l_l$ ) и примыкающие вихри.

Зная подъемную силу сечения лопасти винта, из формулы Н.Е. Жуковского [11, 12]

$$\vec{Y}_{aj} = \rho \cdot \vec{V}_j \times \kappa \vec{\Gamma}_i \cdot \Delta Z, \quad (10)$$

где  $\vec{V}_j$  – вектор скорости потока в  $j$ -м сечении лопасти винта;

$\vec{\kappa}$  – орт направления вихря с циркуляцией  $\Gamma_i$ ;

$\Delta Z$  – длина панели,

определяются циркуляции вихрей  $\Gamma_i$ ,  $i = 1, \dots, l_l$ .

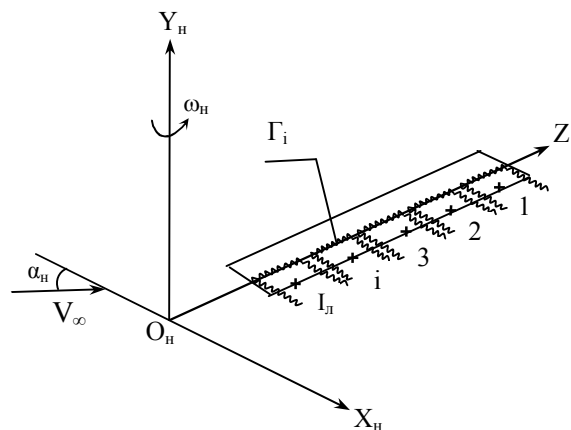


Рис. 6. Расположение вихрей на лопастях винта

Собственные индуктивные скорости в центре  $j$ -го сечения определяются от вихревой системы лопасти (рис. 6):

$$V_{ic} = \sum_{i=1}^{I_L} \sum_{j=1}^{J_k} a_{ij} \cdot \Gamma_i, \quad (11)$$

где  $a_{ij}$  - матрица скоса от системы вихревых отрезков [11, 12];

$J_k$  - число вихревых отрезков с циркуляцией  $\Gamma_i$ .

Расчет скорости  $\Delta V_s$  - осредненной по диску винта внешних индуктивных скоростей, основывается на решении уравнения

$$T_s(V_s) - T_v(V_s) = 0, \quad (12)$$

где  $V_s = \frac{1}{2\pi} \sum_{k=1}^{K_\psi} \left( \frac{1}{I_L} \sum_{i=1}^{I_L} V_{ic} \right) \Delta\psi + \Delta V_s$  - средняя по

диску НВ индуктивная скорость;

$\Delta\psi$  - шаг разбиения по азимуту;

$K_\psi$  - количество разбиений по азимуту;

$T_v = C_t 0,5\rho(\omega_H R_{HB})^2 \pi R_{HB}^2$  - тяга несущего винта на основе классической теории;

$T_s = 2\pi R_{HB}^2 \rho V_s \sqrt{(V_\infty \sin \alpha_H - V_s)^2 + (V_\infty \cos \alpha_H)^2}$  - тяга несущего винта на основе импульсной теории.

При расчете  $C_t$ , входящей в выражение для  $T_v$ , в качестве индуктивной скорости в каждом сечении лопасти винта берется выражение

$$V_i = V_{ic} + \Delta V_s.$$

На рис. 7 представлены зависимости тяги НВ от скорости полета при  $\alpha_H=0$  и  $\varphi_0=10^0$ . Кривая 1 – значения коэффициента тяги  $C_t$  при использовании в модели собственных индуктивных скоростей  $V_{ic}$ , кривая 3 – значения  $C_t$  с использованием дополнительной индуктивной скорости за счет решения уравнения (13). Кривая 2 – экспериментальные данные по несущему винту одновинтового вертолета.

Из представленных на рис. 7 зависимостей и проведенных расчетов следует, что с уменьшением скорости полета и при малых углах установки общего шага экспериментальные значения  $C_t$  располагаются ниже расчетных. При уменьшении угла общего шага уменьшается скорость отхода вихревых шнуров, сошедших с концов лопастей за счет уменьшения индуктивной скорости, что увеличивает интенсивность и продолжительность индуктивного воздействия концевых вихрей на лопасти [13, 14]. В предложенной методике это явление учитывается

коррекцией на величину  $\Delta V_i$  индуктивных скоростей в плоскости НВ.

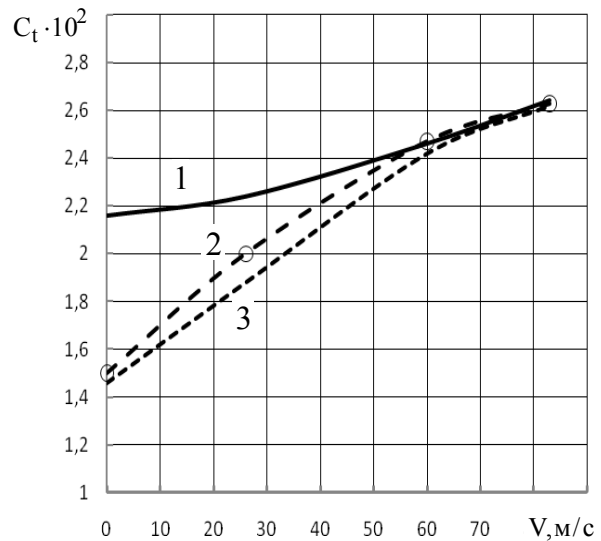


Рис. 7. Зависимости коэффициента тяги НВ от скорости полета при  $\alpha_H=0^0$  и  $\varphi_0=10^0$

Коэффициент подъемной силы профиля (сечения лопасти НВ) определяется как

$$C_{yaj} = \frac{2 \cdot \Gamma_i}{V_j V_j}, \quad (13)$$

где  $v_j$  - хорда лопасти в j-м сечении лопасти.

Индуктивное сопротивление профиля в сечении лопасти НВ можно определить следующим образом

$$X_{aij} = \rho V_{ji} \Gamma_i \Delta Z, \quad (14)$$

а коэффициент индуктивного сопротивления

$$C_{xij} = \frac{2\rho V_{ji} \Gamma_i}{\rho V_j^2 v_j}, \quad (15)$$

где  $V_{ji} = V_{ic} + \Delta V_i$ .

Суммарный коэффициент сопротивления равен

$$C_{xaj} = C_{xaj} + C_{xij}, \quad (16)$$

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

На рис. 8-10 показано сравнение рассчитанных на основе изложенной выше математической модели аэродинамических характеристик НВ (сплошные линии) с экспериментальными данными (на рисунке

нанесены в виде точек). Видно, что разработанная математическая модель позволяет описать особенности протекания аэродинамических характеристик НВ во всем диапазоне изменения основных параметров. Максимальные относительные погрешности расчета составляют: 5,3% для зависимости коэффициента тяги  $C_t$  от коэффициента крутящего момента  $m_k$  на режиме висения и 9,8% - для зависимости коэффициента подъемной силы НВ  $t_{ya}$  от угла атаки  $\alpha$  на режиме косо обтекания.

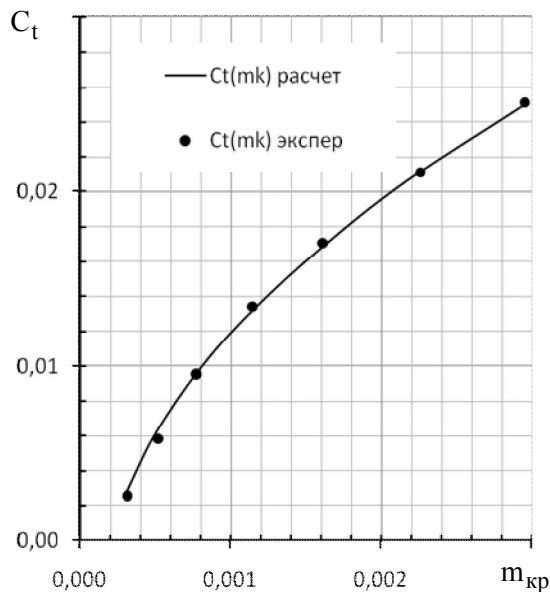


Рис. 8. Поляра НВ на режиме висения ( $\omega_H R_{HB} = 210$  м/с)

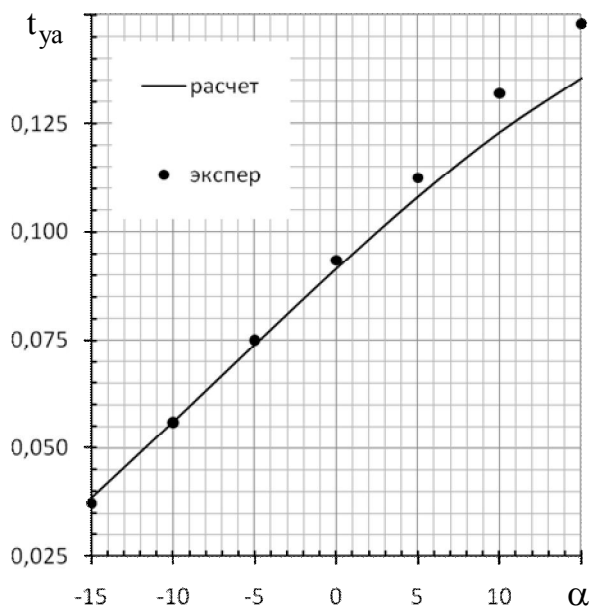


Рис. 9. Зависимость коэффициента подъемной силы НВ от угла атаки при  $\varphi_0 = 4^\circ$  и скорости 100 км/час

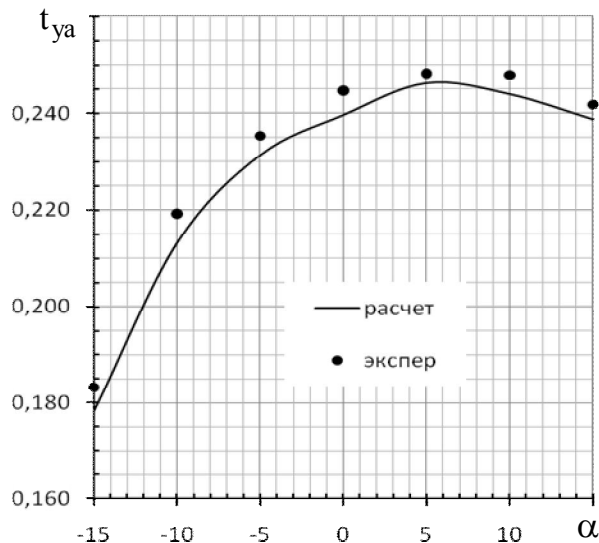


Рис. 10. Зависимость коэффициента подъемной силы НВ от угла атаки при  $\varphi_0 = 15^\circ$  и скорости 300 км/час

### Заключение

Разработана математическая модель нелинейной аэродинамики несущего винта одновинтового вертолета, позволяющая оперативно проводить расчеты по определению аэродинамических характеристик НВ при моделировании динамики полета вертолета на тренажере в режиме реального масштаба времени. Модель позволяет моделировать граничные (предельные) и критические режимы полета вертолета, за исключением режима «вихревого кольца».

### Литература

1. Миль, М. Л. Вертолеты. Расчет и проектирование [Текст] / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман ; под ред. М. Л. Миля. – М. : Машиностроение, 1966. – 454 с.
2. Шайдаков, В. И. Обобщенная дисковая вихревая теория и методы расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета [Текст] / В. И. Шайдаков // Проектирование вертолетов. – М., 1977. – С. 76 - 89.
3. Браверман, А. С. Динамика вертолета. Предельные режимы полета [Текст] / А. С. Браверман, А. П. Вайнтруб. – М. : Машиностроение, 1988. – 280 с.
4. Браверман, А. С. Балансировка одновинтового вертолета [Текст] / А. С. Браверман, Д. М. Перлштейн, С. В. Липисова. – М. : Машиностроение, 1975. – 280 с.
5. 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.

6. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета [Текст] / Ю. М. Игнаткин, П. В. Макеев, Б. С. Гревцов, А. И. Шомов // Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16, № 5. – С. 24–31.

7. Джонсон, У. Современное состояние теоретических исследований по аэродинамике несущего винта [Текст] / У. Джонсон // Ракетная техника и космонавтика. – 1987. – № 5. – С. 3–36.

8. Направления развития методов моделирования аэродинамических характеристик несущего винта [Текст] / С. В. Михеев, В. А. Аникин, Ю. Н. Свириденко, Д. С. Коломенский // Полет. – 2004. – № 6. – С. 4–13.

9. Лебедь, В. Г. Приближенный метод расчета аэродинамических характеристик профиля при углах атаки от  $0^\circ$  до  $360^\circ$  [Текст] / В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов, Е. Ю. Иленко // Системы обработки інформації : зб. наук. праць / М-во оборони України,

Харківський ун-т Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба. – Харків, 2014. – Вып. 4(120). – С. 81–84.

10. Исследование течения воздуха и нагрузок на лопасти винта вертолета в гори-зонтом полете [Текст] / В. Э. Баскин, А. С. Дьяченко, Г. И. Майкапар, А. И. Мартынов. // Инженерный журнал. – М. :АН СССР, 1963. – Т. 3, Вып. 3. – С. 27-31.

11. Белоцерковский, С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М. : Наука, 1978. – 351 с.

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

13. Джонсон, У. Теория вертолета [Текст] : перев. с англ. / У. Джонсон. – М. : Мир, 1983. – Кн. 1. – С. 49.

14. Володко, А. М. Основы летной эксплуатации вертолетов [Текст] / А. М. Володко. – М. : Транспорт, 1984. – 256 с.

Поступила в редакцию 2.06.2014, рассмотрена на редколлегии 10.06.2014

**Рецензент:** д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. каф. 202 Е. А. Украинец, Харьковский университет Воздушных сил им. И. Кожедуба, г. Харьков

## МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ НЕЛІНІЙНОЇ АЕРОДИНАМІКИ НЕСУЧОГО ГВИНТА ДЛЯ ЗАДАЧ МОДЕЛЮВАННЯ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ НА ВЕРТОЛЬОТНИХ ТРЕНАЖЕРАХ

*В. Г. Лебедь, С. А. Калкаманов*

Розроблено математичну модель для оперативного розрахунку нелінійних аеродинамічних характеристик несучого гвинта вертольота одноступової схеми при моделюванні динаміки польоту в вертольотних тренажерах. Модель враховує нелінійні ефекти, зумовлені впливом стисливості та в'язкості середовища, зривом потоку і кінцевими перетіканнями на лопатях, та дозволяє моделювати граничні і критичні режими польоту, за винятком режиму «вихрового кільця». Наведено приклади розрахунків аеродинамічних характеристик несучого гвинта, результати яких задовільно збігаються з експериментальними даними.

**Ключові слова:** несучий гвинт, нелінійні аеродинамічні характеристики, поляр, кут атаки, коефіцієнт опору, коефіцієнт підйомної сили.

## NONLINEAR MATHEMATICAL MODEL OF ROTOR AERODYNAMICS FOR MODELING FLIGHT DYNAMICS ON HELICOPTER SIMULATORS

*V. G. Lebed, S. A. Kalkamanov*

A mathematical model for operational calculation of nonlinear aerodynamic characteristics of a single-rotor helicopter rotor circuit for modeling the dynamics at helicopter flight simulators is developed. The model takes into account the nonlinear effects due to the influence of compressibility and viscosity of the medium, stalling and end overflowing on the blades, and allows to simulate the boundary and critical modes of helicopter flight, except when "vortex ring". Examples of calculations of the aerodynamic characteristics of the rotor, which results in satisfactory agreement with the experimental data are given.

**Keywords:** the rotor, nonlinear aerodynamic characteristics, the polar, the angle of attack, drag coefficient, lift coefficient.

**Лебедь Валентин Георгійович** – канд. техн. наук, доцент, проф. каф. 103, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, г. Харьков, Украина.

**Калкаманов Салим Аюпович** – д-р техн. наук, проф., проф. каф. 101, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, г. Харьков, Украина, e-mail: kalkamanov@mail.ua.