

## **Математическая модель имитации полета вертолета на комплексном авиационном тренажере**

*Научно-производственное объединение «АВИА»*

**Постановка задачи и ее связь с научными и практическими направлениями.** Как показывает статистический анализ, более половины авиационных происшествий в военной и гражданской авиации стран СНГ происходит на вертолетах различных типов. Из материалов расследований авиационных происшествий следует, что около 80% из них произошло на исправных вертолетах в результате различных ошибок и упущений членов экипажа. Это свидетельствует о неудовлетворительной профессиональной подготовке экипажей, их неумении своевременно и правильно оценить сложившуюся ситуацию, принять грамотное решение [1].

Современные учебно-тренировочные комплексы, основу которых составляют комплексные тренажеры различного уровня сложности, позволяют отрабатывать от 50 до 90% практических задач обучения и подготовки летных экипажей воздушных судов [2]. При этом обеспечивается безопасность обучения, экономия топлива и ресурса авиационной техники, сохраняется экология среды, сравнительно небольшая стоимость подготовки летного состава и т.д.

Ядром программного обеспечения современного комплексного тренажера является математическая модель динамики полета вертолета. Она обеспечивает функционирование других базисных компонентов тренажера - систем визуализации и подвижности, загрузки рычагов системы управления и т.д.

Применение той или иной математической модели динамики полета вертолета определяется требованиями, предъявляемыми к данному тренажеру, возможностями используемой вычислительной техники, так как главным условием является выполнение расчетов в реальном масштабе времени.

В настоящее время в динамических моделях имитации полета вертолета на тренажере находят применение математические модели расчета аэродинамических характеристик НВ, которые базируются главным образом на дисковой теории винта или на основе задания характеристик винта в виде аппроксимационных зависимостей [4,5]. Математические модели, базирующиеся на дисковой теории НВ, являются наиболее простыми с точки зрения их реализации, требуют минимальных ресурсов компьютера и обеспечивают решение задачи в реальном масштабе времени.

В соответствии с возросшими требованиями к качественным и количественным характеристикам аэродинамического расчета винта при моделировании динамики полета вертолета на тренажере [6,7] необходимо отказаться от ряда принимавшихся ранее допущений и значительно расширить диапазон имитируемых режимов полета, повысить достоверность и адекватность результатов расчета по сравнению с применявшимися ранее методами. Однако это достигается ценой увеличения сложности модели и требованиями к компьютерным ресурсам [2].

**Цель работы.** Разработка методики аэродинамического расчета несущего винта на основе теории элемента лопасти, которая является составной частью

математической модели динамики полета вертолета на тренажере и позволяет расширить диапазон имитируемых режимов полета. Применение современных вычислительных систем с большим быстродействием позволяет реализовать преимущества этой модели и повысить уровень адекватности комплексного тренажера реальному вертолету.

### 1. Постановка задачи

Математическая модель имитации полета вертолета строится на основе уравнений движения вертолета как свободного твердого тела. В наиболее общем виде уравнения движения одновинтового вертолета могут быть записаны как [8,9]:

$$m \left( \frac{d\vec{V}}{dt} + \vec{\Omega} \times \vec{V} \right) = \vec{R}_{aэp} + \vec{G}(\psi, \vartheta, \gamma), \quad (1)$$

$$\frac{d(J \cdot \vec{\Omega})}{dt} + \vec{\Omega} \times J \cdot \vec{\Omega} = \vec{M}_{aэp} + \vec{M}_{peак} + \vec{M}_{зup}.$$

В проекциях на оси связанной системы координат первое уравнение системы (1) описывает поступательное движение центра масс вертолета

$$\begin{aligned} \frac{dV_{x_1}}{dt} &= \frac{X}{m}, \\ \frac{dV_{y_1}}{dt} &= \frac{Y}{m}, \\ \frac{dV_{z_1}}{dt} &= \frac{Z}{m}. \end{aligned} \quad (2)$$

Уравнения вращения вертолета относительно центра масс вертолета с учетом упрощений [9] могут быть записаны в виде

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{M_x}{J_x} + \frac{J_{xy}}{J_x} \cdot \frac{M_y}{J_y}, \\ \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{M_y}{J_y} + \frac{J_{xy}}{J_y} \cdot \frac{M_x}{J_x}, \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z}{J_z}. \end{aligned} \quad (3)$$

Систему уравнений (3) дополняем уравнением, описывающим динамику вращения вала НВ:

$$\frac{d\omega_n}{dt} = \frac{M_k}{J_p}. \quad (4)$$

Совместно с уравнениями (1)-(3) рассматриваем кинематические связи [8] производных по времени углов Эйлера и составляющих угловых скоростей вращения вертолета  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  в связанной системе координат:

$$\begin{aligned}\frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \operatorname{tg}(\vartheta - \varphi_3)(\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos(\vartheta - \varphi_3)}(\omega_y \cdot \cos \gamma - \omega_z \cdot \sin \gamma).\end{aligned}\quad (5)$$

Величину располагаемого крутящего момента на валу НВ, входящую в уравнение (4), для двухдвигательного вертолета представим как

$$M_k = \frac{1}{\omega_H} [\xi(N_{\partial\theta_1} + N_{\partial\theta_2}) - \Delta N_{a2p}] - M_{кн}. \quad (6)$$

Правые части уравнений движения одновинтового вертолета (2)-(3) имеют следующий вид:

- аэродинамические и массовые силы, действующие на вертолет:

$$\begin{aligned}X &= -X_B - X_{ПЛ} - m \cdot V_{z_1} \cdot \omega_y + m \cdot V_{y_1} \cdot \omega_z - G \cdot \sin(\vartheta - \varphi_3), \\ Y &= Y_B + Y_{ПЛ} - m \cdot V_{x_1} \cdot \omega_z + m \cdot V_{z_1} \cdot \omega_x - G \cdot \cos(\vartheta - \varphi_3) \cdot \cos \gamma, \\ Z &= Z_B + Z_{ПЛ} - T_{PB} - m \cdot V_{y_1} \cdot \omega_x + m \cdot V_{x_1} \cdot \omega_y + G \cdot \cos(\vartheta - \varphi_3) \cdot \sin \gamma;\end{aligned}\quad (7)$$

- аэродинамические и инерционные моменты, действующие на вертолет:

$$\begin{aligned}M_x &= M_{x_B} + M_{x_{ПЛ}} - (J_z - J_y)\omega_y \cdot \omega_z - J_{xy} \cdot \omega_x \cdot \omega_y + T_{PB} \cdot y_{PB}, \\ M_y &= M_{y_B} + M_{y_{ПЛ}} - (J_x - J_z)\omega_x \cdot \omega_z + J_{xy} \cdot \omega_y \cdot \omega_z + T_{PB} \cdot l_{PB}, \\ M_z &= M_{z_B} + M_{z_{ПЛ}} - (J_y - J_x)\omega_x \cdot \omega_y - J_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2).\end{aligned}\quad (8)$$

Здесь:

$V_{x_1}, V_{y_1}, V_{z_1}$  - составляющие вектора путевой скорости вертолета в связанной системе координат;

$X_B, Y_B, Z_B$  - аэродинамические силы несущего винта;

$X_{ПЛ}, Y_{ПЛ}, Z_{ПЛ}$  - аэродинамические силы планера вертолета в связанной системе координат;

$\varphi_3$  - угол заклинения вала НВ;

$T_{PB}$  - сила тяги рулевого винта (РВ);

$l_{PB}, y_{PB}$  - геометрические параметры, определяющие положение РВ относительно центра масс вертолета;

$M_{x_B}, M_{y_B}, M_{z_B}$  - аэродинамические моменты НВ в связанной системе координат;

$M_{x_{ПЛ}}, M_{y_{ПЛ}}, M_{z_{ПЛ}}$  - аэродинамические моменты планера в связанной системе координат;

$M_{кн}$  - крутящий момент НВ;

$N_{\partial\theta_1}, N_{\partial\theta_2}$  - располагаемые мощности правого и левого двигателей;

$\xi, \Delta N_{азр}$  - коэффициент потерь мощности силовой установки, потери мощности на привод агрегатов;

$\psi, \vartheta, \gamma$  - углы курса, тангажа и крена вертолета (рис.2.1);

$\omega_n$  - частота вращения НВ;

$J_p$  - момент инерции НВ и кинематически связанных с ним агрегатов;

$J_x, J_y, J_z$  - моменты инерции вертолета относительно связанной системы координат.

При определении траектории движения вертолета необходимо знать его координаты в земной системе координат [8,9]. Тогда необходимо дополнительно рассмотреть уравнения

$$\frac{dX_g}{dt} = V_{x_g}, \quad \frac{dH}{dt} = V_{y_g}, \quad \frac{dZ_g}{dt} = V_{z_g}, \quad (9)$$

где  $X_g, Y_g = H, Z_g$  - координаты центра масс вертолета в земной системе координат;

$V_{x_g}, V_{y_g}, V_{z_g}$  - составляющие вектора путевой скорости вертолета в земной системе координат.

В общем случае система уравнений движения вертолета (2)-(9) связывает 15 переменных: десять фазовых координат и пять параметров управления. При заданных начальных условиях  $V_{x_0}, V_{y_0}, V_{z_0}, \omega_{x_0}, \omega_{y_0}, \omega_{z_0}, \gamma_0, \psi_0, \vartheta_0, X_{g_0}, Y_{g_0}, Z_{g_0}$  и законах управления вертолетом  $\delta_i(t)$  система уравнений (2)-(9) имеет одно единственное решение, а вертолет – однозначную траекторию в пространстве.

Система уравнений (2)-(9) имеет особенность при углах  $\vartheta - \varphi_3 = \pm 90^0$  ( $\cos 90 = 0, \operatorname{tg} 90 = \infty$ ). Эта особенность проявляется при выполнении численных реализаций маневров высшего пилотажа. Для исключения такой особенности в реализованном численном методе вместо определения углового положения летательного аппарата с помощью углов Эйлера будем использовать вектор конечного поворота и параметры Родрига-Гамильтона [10].

В процессе численного интегрирования уравнений движения вертолета (2)-(9) и определении величин аэродинамических сил и моментов несущего и рулевого винтов необходимо вычислять аэродинамические коэффициенты винтов, индуктивные скорости, коэффициенты махового движения лопастей и т.д. При расчете аэродинамических коэффициентов сил и моментов несущего (рулевого) винта будем использовать теорию элемента лопасти.

## 2. Методика расчета аэродинамических характеристик несущего винта

### 2.1. Применяемые допущения

Задачу определения аэродинамических характеристик несущего винта решаем при следующих допущениях:

- лопасть является абсолютно жесткой на изгиб и кручение и имеет две степени свободы – вращение относительно горизонтального шарнира (ГШ) и поворот в осевом шарнире;

- не учитываем нестационарность обтекания сечений лопасти, т. е. принимаем гипотезу стационарности при определении аэродинамических характеристик профилей;

- аэродинамические характеристики профилей сечений лопасти не зависят от угла скольжения потока лопасти и влияния центробежных сил на пограничный слой;

- не учитываем 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 за счет «затягивания» срыва [11]. Результаты летных испытаний [12], а также расчеты, выполненные с учетом упругости лопасти и без нее, показали, что предельная несущая способность винта с использованием принятых допущений близка к реальной. Скольжение потока вдоль лопасти учитываем на основе рекомендаций работ [4,9]. 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 такие: по вязкости воздуха; по сжимаемости; динамический; кинематический.

Для подобия режимов обтекания первый из критериев требует обеспечения равенства по числам Рейнольдса сечений лопасти, что имитируется соответствующим заданием аэродинамических характеристик профилей ( $C_{ya}(\alpha, M, Re)$ ,  $C_{xa}(\alpha, M, Re)$ ). Вторым критерий подобия удовлетворяется равенством концевых значений чисел Маха расчетной модели и реального винта. Основным параметром динамического подобия несущего винта является массовая характеристика лопасти  $\gamma$  [4,9].

Предлагаемый метод расчета позволяет учитывать следующие геометрические и кинематические характеристики винта:

- геометрическую крутку лопасти;
- форму лопасти в плане;
- профильную компоновку лопасти, которая предполагает наличие нескольких участков, состоящих из профилей различных серий;
- реальные массово-инерционные характеристики пера и рукава лопасти;
- жесткость горизонтального шарнира, которая определяет момент, действующий на лопасть в плоскости взмаха

$$M_{упр} = -M_{зи}^{\beta} \cdot \beta, \quad (10)$$

$M_{зи}^{\beta}$  - производная, которая определяет момент, действующий на лопасть при ее отклонении на единичный угол от нейтрального положения;

$\beta$  - угол взмаха лопасти;

- величину коэффициента компенсатора взмаха лопасти  $k_p$ , функция которого заключается в изменении угла установки лопасти на величину  $\Delta\varphi_\beta = -k_p \cdot \beta$ ;
- учетом циклического управления изменением угла установки лопасти в зависимости от ее азимутального положения [9]

$$\Delta\varphi_\psi = \theta_1 \cdot \cos\psi + \theta_2 \cdot \sin\psi, \quad (11)$$

где  $\psi$  – угол азимутального положения лопасти на диске винта;

$\theta_1, \theta_2$  – амплитуды циклического шага несущего винта на азимутах 0 и 90° соответственно.

С учетом этого изменение угла установки лопасти несущего винта в каждом расчетном сечении описывается уравнением

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi + \Delta\varphi_\beta + \Delta\varphi_\psi = \varphi_0 + \Delta\varphi - k\beta + \theta_1 \cdot \cos\psi + \theta_2 \cdot \sin\psi, \quad (12)$$

здесь  $\varphi_0$  – угол установки лопасти на характерном радиусе  $\bar{r}=0.7$  (угол общего шага НВ);

$\Delta\varphi$  – геометрическая кривка лопасти.

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. Расчет выполняем в полусвязанной системе координат [9].

## 2.2. Определение поля индуктивных скоростей

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 аэродинамических сил несущего винта. Величину безразмерной осевой индуктивной скорости определяем согласно теореме импульсов [4] по формуле

$$\bar{v}_T = \frac{C_t}{4B^2\bar{V}_\Sigma}, \quad (13)$$

где  $B$  – коэффициент концевых потерь;

$\bar{V}_\Sigma = \sqrt{(\mu - \bar{v}_H)^2 + (\bar{V} \sin \alpha_n - \bar{v}_T)^2 + \bar{v}_S^2}$  – суммарная относительная скорость протекания потока через плоскость винта.

С учетом выражения (13) согласно теории импульсов можно записать

$$\frac{\bar{v}_T}{C_t} = \frac{\bar{v}_H}{C_h} = \frac{\bar{v}_S}{C_s}. \quad (14)$$

Уравнения (13)-(14) при фиксированных значениях аэродинамических коэффициентов  $C_t, C_h, C_s$  образуют систему нелинейных уравнений, которая разрешается относительно компонент индуктивных скоростей методом последовательных приближений. За начальное приближение принимаем величину

$$\bar{v}_{T0} = \begin{cases} \frac{C_t}{4B^2\bar{V}}, npuV \neq 0, \\ \text{sign}C_t \cdot \frac{\sqrt{C_t}}{2B}, npuV = 0. \end{cases} \quad (15)$$

Процесс повторяется до тех пор, пока не будет обеспечена заданная точность

$$\left| \frac{C_t}{4B^2 \bar{V}_\Sigma^i} - \bar{V}_{T0}^i \right| \leq \varepsilon \quad \text{где } \varepsilon = 10^{-6} \dots 10^{-8}. \quad (16)$$

Продольную  $v_h$  и боковую  $v_s$  составляющие индуктивной скорости считаем постоянными по диску НВ. Изменение осевой составляющей полагаем продольно перекошенной, согласно второй гипотезе Глауэрта [5], она и определяется выражением

$$\bar{v}_T = \bar{v}_{T0} [\sqrt{1.5r} f_1(\mu) + (1 + K_\mu \cdot \bar{r} \cdot \cos \psi) \cdot f_2(\mu)], \quad (17)$$

здесь  $f_1(\mu)$  и  $f_2(\mu)$  – эмпирические коэффициенты, учитывающие неравномерность распределения индуктивных скоростей в зависимости от режима работы винта [9].

Как показали методические исследования, такое представление поля индуктивных скоростей существенно улучшает сходимость вычислительного процесса. Величину коэффициента  $K_\mu$  рекомендуется принимать следующей функцией коэффициента режима работы винта

$$K_\mu = \frac{4}{3} \frac{\mu - v_h}{\mu - v_h - 1,2\lambda}, \quad (18)$$

где  $\lambda_0$  – средний по диску винта коэффициент протекания.

### 2.3. Определение суммарных и распределенных аэродинамических нагрузок

Расчет элементарных аэродинамических сил и моментов, интегрирование которых по длине и азимуту лопасти дают искомые аэродинамические характеристики несущего винта, выполняем с помощью соотношений

$$\begin{aligned} dt &= C_y \cdot \bar{W}^2 \frac{\bar{b}}{\bar{b}_7} \cdot \cos \beta \cdot d\bar{r}, \\ dq &= C_x \cdot \bar{W}^2 \frac{\bar{b}}{\bar{b}_7} \cdot d\bar{r}, \\ d\left(\frac{mk}{\sigma}\right) &= C_{x_p} \bar{W}^3 \bar{b} d\bar{r} + dt \bar{v}_t + dh \bar{v}_h + ds \bar{v}_s - \\ &- dt_x \bar{V} + dt(\bar{r} - \bar{l}_{zui}) \frac{d\beta}{d\psi}. \end{aligned} \quad (19)$$

Аэродинамические характеристики профиля лопасти в (19) определяем по значениям истинного угла атаки, чисел Маха и Рейнольдса в рассматриваемом сечении

$$\begin{aligned} \alpha &= \varphi + \Phi, \\ M &= M_R \cdot \bar{W}, \\ \text{Re} &= \frac{W \cdot b}{\nu} = \frac{a}{\nu} b \cdot M. \end{aligned} \quad (20)$$

Коэффициенты продольной и боковой сил в сечении лопасти находим как

$$\begin{aligned} dh &= -dt \cdot \cos \psi \cdot \sin \beta + dq \cdot \sin \psi, \\ ds &= -dt \cdot \sin \psi \cdot \sin \beta - dq \cdot \cos \psi, \end{aligned} \quad (21)$$

здесь  $\psi$  – угол азимутального положения лопасти на диске винта.

Интегральные значения аэродинамических коэффициентов сил и моментов на несущем винте вычисляем с помощью выражений

$$\begin{aligned}
 t &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{r_0}^1 dt, \\
 h &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{r_0}^1 dh, \\
 S &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{r_0}^1 ds, \\
 m_k &= \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{r_0}^1 dm_k = \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} d\psi \int_{r_0}^1 dq [(r - \bar{l}_{zu}) \cdot \cos \beta + \bar{l}_{zu} \cdot \cos \beta_0].
 \end{aligned} \tag{22}$$

#### 2.4. Расчет махового движения лопасти несущего винта

Характеристики махового движения лопасти определяем с помощью уравнения равновесия лопасти относительно ГШ, называемого уравнением махового движения лопасти. Уравнение махового движения лопасти может быть получено на основе уравнения равновесия лопасти относительно горизонтального шарнира

$$\begin{aligned}
 &\int_{l_{zu}}^R dT_l (r - l_{zu}) - g \cdot \cos \beta (S_{zu} - m_l \cdot l_{zu}) - M_{yпр} = \\
 &= (J_{zu} - 2S_{zu} + m_l \cdot l_{zu}^2) \cdot \omega^2 \frac{d^2 \beta}{dt^2} + [J_{zu} \cdot \cos \beta - \\
 &- S_{zu} \cdot l_{zu} (2 \cos \beta - \cos \beta_0) - m_l \cdot l_{zu}^2 (\cos \beta_0 - \cos \beta)] \cdot \omega^2 \cdot \sin \beta.
 \end{aligned} \tag{23}$$

При такой постановке задачи уравнение (23) 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 с пересчетом. Могут также применяться и другие численные методы интегрирования махового движения лопасти.

Методические исследования показали, что удовлетворительная точность расчета аэродинамических характеристик НВ обеспечивается при шаге интегрирования по азимуту  $\Delta\varphi \leq 10 \dots 15^\circ$ .

### 3. Обоснование достоверности получаемых результатов

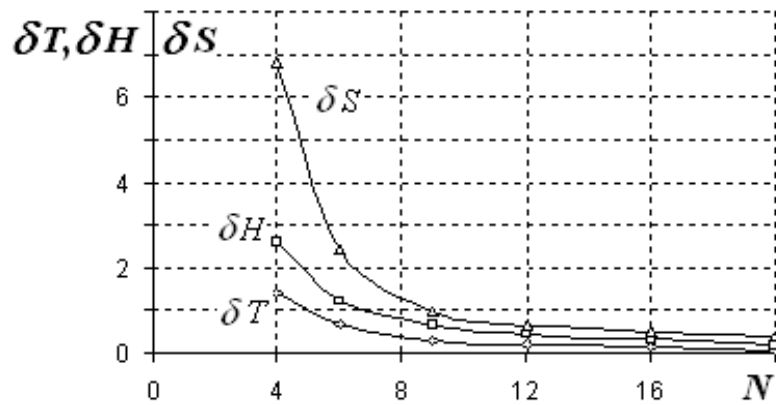
Методические исследования имеют цель - определить величины параметров расчетной схемы несущего винта, которые будут рациональными с точки зрения получаемых результатов в пределах заданного ресурса машинного времени расчета. Исследовали влияние параметров расчетной схемы несущего винта на величины аэродинамических сил и моментов винта, а также на коэффициенты махового движения лопастей. В качестве основных параметров расчетной схемы рассматривали: количество расчетных участков  $N$  вдоль



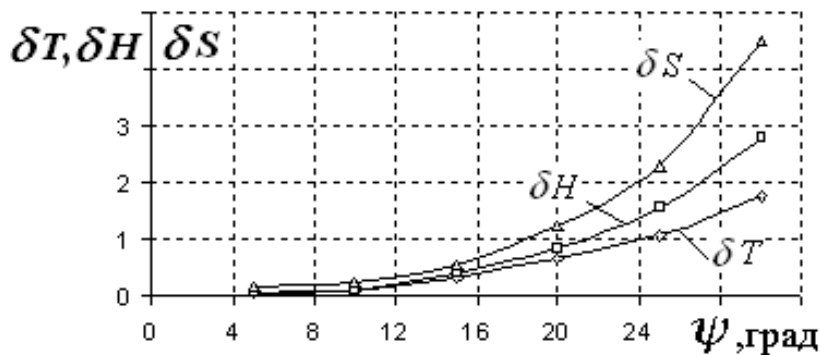
радиуса лопасти и шаг интегрирования уравнения махового движения лопасти  $\Delta\psi$  по азимуту.

В качестве примера на рис.1 показаны зависимости относительной погрешности определения суммарных аэродинамических сил несущего винта вертолета от количества расчетных участков по длине лопасти  $N$  и шага интегрирования. Рассматривали режим косо́го обтекания винта ( $\bar{V} = 0.16, \varphi_{ош} = 6.2^{\circ}, \alpha_n = -3.8^{\circ}$ ). Из приведенных графиков следует, что относительная погрешность вычисления аэродинамических сил и моментов, а также и коэффициентов махового движения не превышает 2...3 % при числе расчетных участков  $N$  по длине лопасти не менее 6 и шаге интегрирования по азимуту  $\Delta\psi = 10...15^{\circ}$ .

На рис.2 показано распределение коэффициента подъемной силы сечений лопасти вдоль радиуса несущего винта вертолета Ми-8 при двух азимутальных положениях и различном числе элементов  $N$ . Расчеты выполняли для косо́го режима обтекания несущего винта  $\bar{V} = 0.28, \omega R = 214 м/с, \varphi_{ош} = 10^{\circ}, \alpha_n = -7.6^{\circ}$ . Из приведенных графиков следует, что предложенный метод позволяет



а



б

Рис. 1. Зависимости относительной погрешности суммарных аэродинамических сил несущего винта вертолета Ми-8 от количества расчетных участков по длине лопасти и шага интегрирования:

а – количество расчетных участков; б – величина шага интегрирования

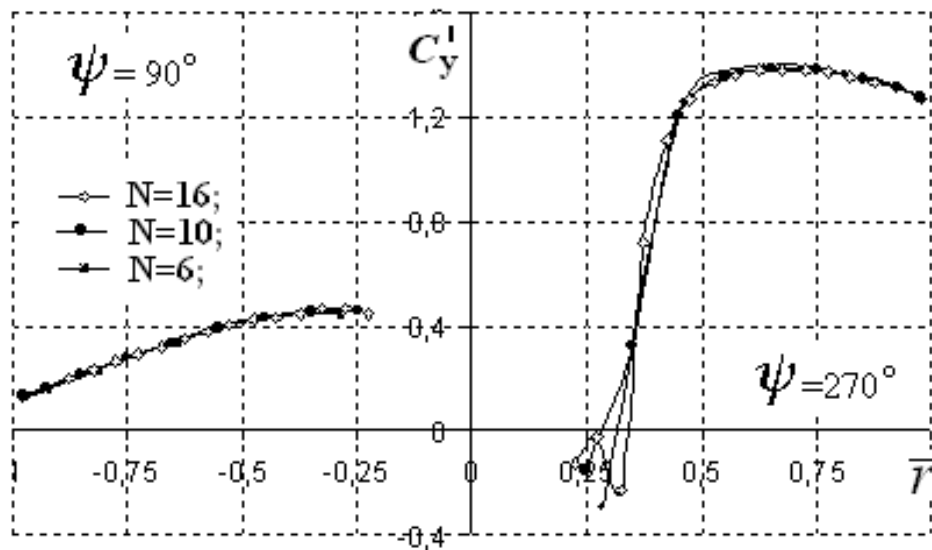


Рис. 2. Распределение коэффициента подъемной силы сечений лопасти несущего винта для двух азимутальных положений и различных значений параметра N

определять на винте зону обратного обтекания несущего винта, которая соответствует отрицательным значениям коэффициента  $C_y$  в комлевых сечениях лопасти. Кроме того, на основе анализа величины  $C_{y_{\max}}$  вдоль радиуса лопасти можно определить и зоны срыва потока в концевых сечениях лопасти при  $\psi = 240 \dots 300^\circ$ .

Достоверность результатов расчета, получаемых на основе разработанного метода расчета аэродинамических характеристик несущего винта, обосновывается сравнением расчетных данных с результатами летных и физических экспериментов.

В качестве примера на рис.3 показано сравнение расчетной и экспериментальной поляр несущего винта вертолета Ми-2 на режиме висения. Зависимость коэффициента пропульсивной силы  $t_x$  несущего винта вертолета Ми-2 от коэффициента крутящего момента в горизонтальном полете при скорости  $V = 92$  км/ч иллюстрирует рис.4 [13].

Предложенный метод обеспечивает получение не только интегральных характеристик несущего винта, но и распределенных аэродинамических нагрузок по диску винта. На рис.5 показано распределение коэффициента подъемной силы сечений лопасти несущего винта на режиме осевого обтекания при различных значениях угла общего шага винта. Результаты расчетов удовлетворительно согласуются с опытными данными, полученными для реального несущего винта диаметром  $D = 14.3$  м, коэффициентом заполнения  $\sigma = 0.0504$ .

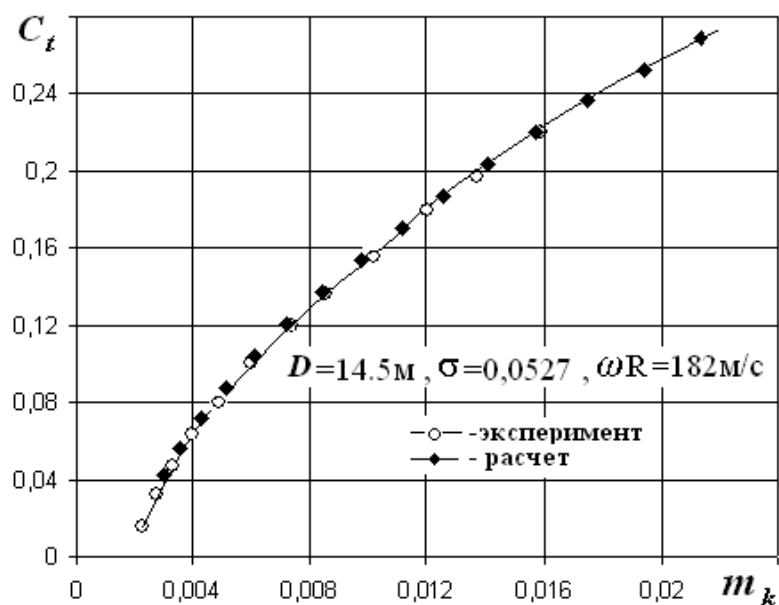


Рис. 3. Поляра несущего винта вертолета Ми-2 на режиме висения

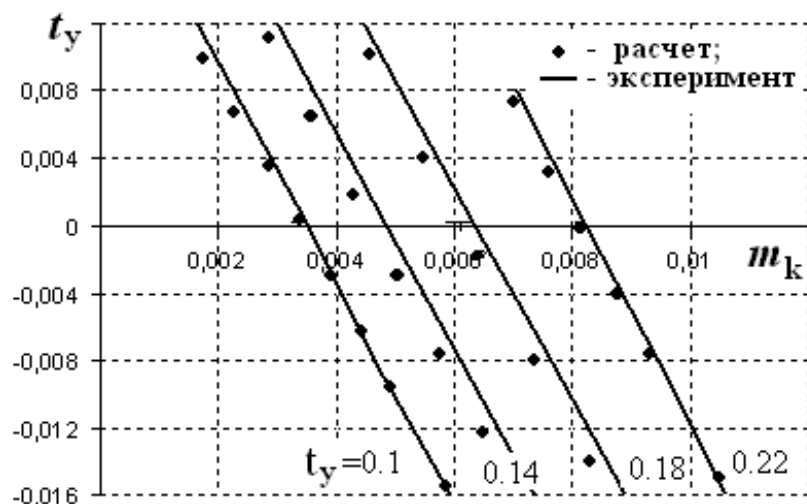


Рис.4 Поляра несущего винта вертолета Ми-2 в поступательном полете:  
 $\mu=0.15, \sigma=0.0527, \omega R=170 \text{ м/с}$

#### 4. Основные результаты

Разработанный метод расчета аэродинамических характеристик несущего винта, который базируется на основе теории элемента лопасти, позволяет определять те условия и режимы полета вертолета, при которых местные углы атаки сечений лопасти превышают критические значения. Это объясняется тем, что вследствие неравномерности потока по диску винта и махового движения лопастей углы атаки сечений опережающей лопасти уменьшаются, в то время как на отступающей лопасти значения углов атаки сечений возрастают. С увеличением скорости полета или уменьшением частоты вращения (оборотов) несущего винта разница в величинах углов атаки сечений наступающей и отступающей областей возрастает.

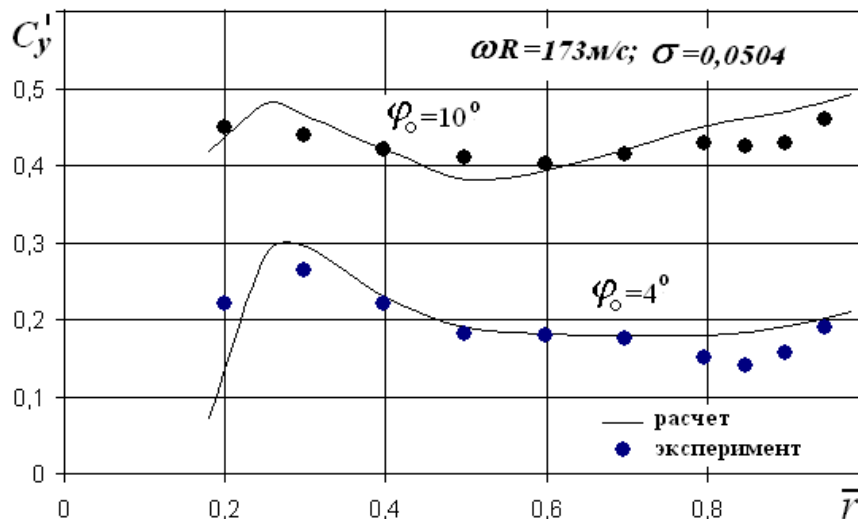


Рис. 5. Распределение коэффициента подъемной силы сечений лопасти несущего винта на режиме висения

В комлевой части диска несущего винта, в области обратного течения воздушного потока, образуется так называемая зона обратного обтекания. Эта зона имеет форму окружности с относительным диаметром  $\bar{d} = \mu$ . Каждому режиму полета соответствуют некоторые значения коэффициента режима работы винта  $\mu$ , углов атаки  $\alpha_n$  и общего шага  $\varphi_0$ , при которых местные значения углов атаки отступающей лопасти превышают критические значения  $\alpha > \alpha_{кр}$  и в определенной части диска несущего винта возникают зоны срыва потока.

В дисковой теории винта используется метод ввода ограничений вертолета по срыву потока с лопастей, базирующийся на определении критических значений  $[C_t / \sigma]_{кр}$  и коэффициента режима работы винта  $\mu$ , при которых средний по лопасти коэффициент подъемной силы  $C_{y_0}$  на азимуте  $270^\circ$  достигает максимального значения  $C_{y_{a \max}}$  для профиля лопасти [4].

Физическая картина обтекания лопасти, полученная в летном эксперименте на летающей лаборатории [12], существенно отличается от результатов, полученных в расчетах [4]. Прежде всего, в экспериментальных исследованиях было установлено, что весьма интенсивный срыв потока на несущем винте обнаруживается при значениях коэффициента режима работы  $\mu$  и коэффициента тяги винта  $C_t$ , лежащих ниже границы критических режимов, определенных по данным работы [4]. На рис.6 показана зависимость  $[C_t / \sigma]_{кр} = f(\mu)$ , рассчитанная на основании работы [4] при  $C_{y_{\max}} = 1.38$ , и данные летного эксперимента. Экспериментальные точки, нанесенные на рис.6, соответствуют наличию зон срыва потока, которые занимают от 20 до 35 % ометаемой площади несущего винта.

Разработанный метод расчета аэродинамических характеристик несущего винта, который реализован в математической модели динамики полета вертолета на тренажере, позволяет учитывать неравномерность поля скоростей по диску

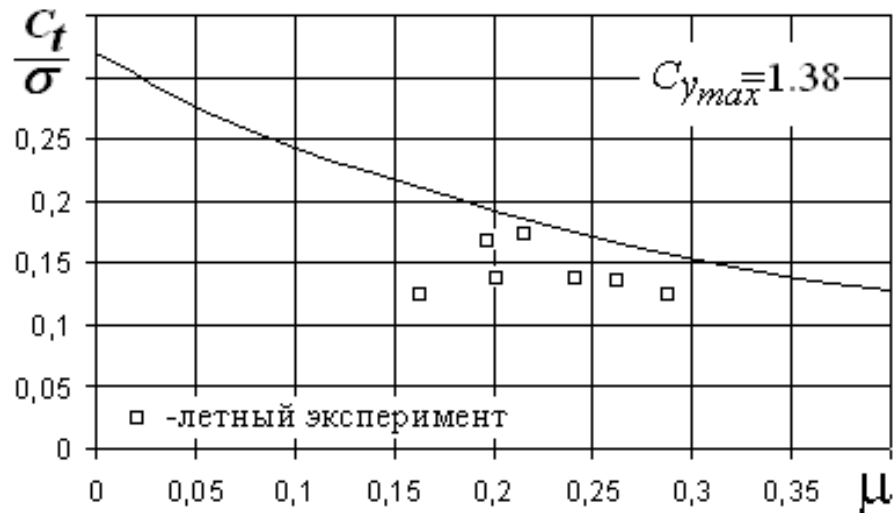


Рис. 6. Зависимость  $C_t/\sigma$  от коэффициента работы винта  $\mu$  и область летного эксперимента

винта и связанную с этим явлением динамику махового движения лопасти. Предложенный метод позволяет с достаточной степенью достоверности определить динамику развития срывных зон на диске несущего винта при изменении угла общего шага  $\varphi_0$  и скорости полета ( $\bar{V} \approx \mu$ ), а также учитывать влияние угловых скоростей вращения вертолета по крену  $\omega_x$  и тангажу  $\omega_z$ . На рис.7, а показаны изолинии распределения углов атаки по диску несущего винта, полученные расчетным путем на основе предложенного метода и режима полета, соответствующих летному эксперименту. Из анализа диаграмм распределения углов атаки по диску винта и распределения зон срыва на диске винта (рис.7, б) следует, что наблюдается удовлетворительное совпадение расчетных и опытных данных по распределению зон срыва потока на несущем винте.

Предложенный метод расчета аэродинамических характеристик винта, реализованный в математической модели полета вертолета на тренажере (2)-(9), обеспечивает удовлетворительное совпадение результатов балансировки вертолета Ми-8МТВ при имитации всех режимов полета (горизонтальный полет, набор высоты, моторное снижение, снижение на РСНВ) на комплексном тренажере КТВ-8МТВ с результатами летного эксперимента (рис. 8).

## 5. Выводы

В предложенной расчетной модели динамики полета вертолета на тренажере учитываются динамические свойства реального НВ. В результате этого комплексный тренажер КТВ-8 МТВ обладает высоким уровнем адекватности летно-технических характеристик и пилотажных свойств реальному вертолету.

Разработанный метод расчета аэродинамических характеристик несущего винта позволяет с достаточной степенью точности определять динамику махового движения лопастей и развития срывных зон на диске НВ, адекватно моделировать эти явления с помощью звуковых и акселерационных эффектов.

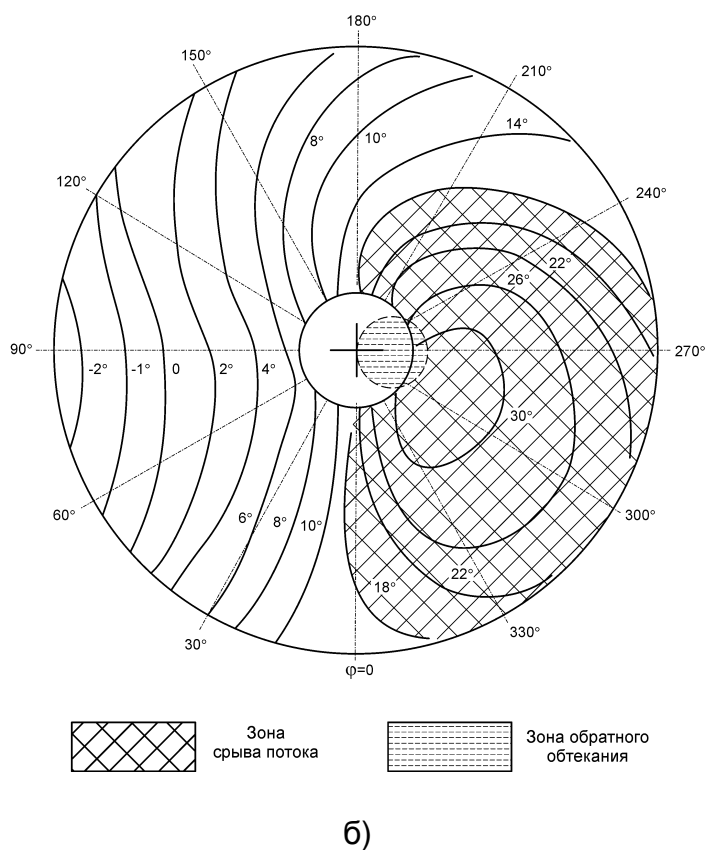
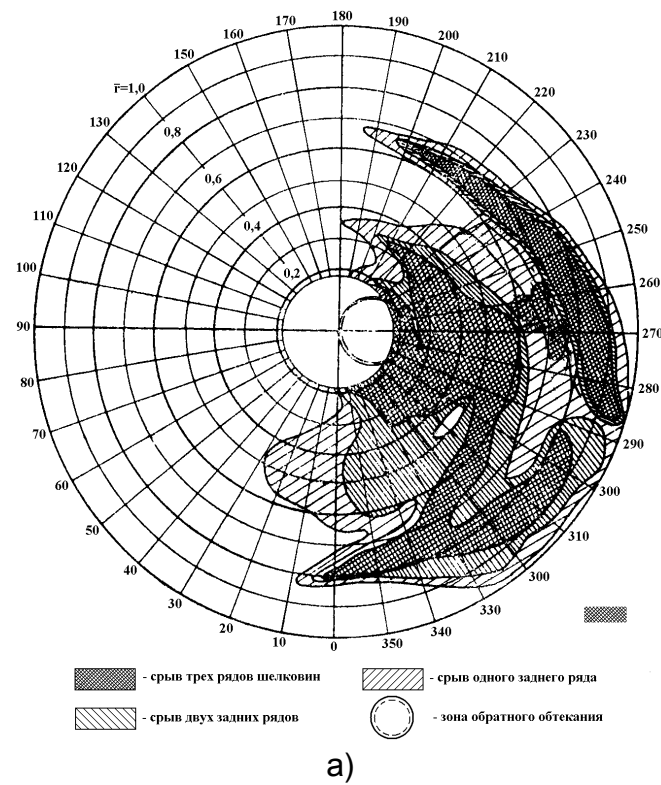


Рис. 3.16 Зоны срыва потока и обратного обтекания на диске несущего винта ( $C_t=0.0153$ ,  $\mu=0.212$ ):  
 а – летный эксперимент; б – расчет по предлагаемому методу.



## Список литературы

1. Володко А.М. Использование комплексных тренажеров для обучения и подготовки экипажей вертолетов действиям в особых ситуациях полета// Международ. научно-техническая конференция «Состояние и перспективы развития авиационного тренажеростроения». – М.: ЦАГИ, 2007. – С. 75-81
2. CAR – STD 1H Civil Aviation Requirements Synthetic Training Devices Helicopters. - 2005. – 153 с.
3. Новые тенденции в развитии авиационных тренажеров//Авиастроение. Экспресс-информация. - М.: ВИНТИ, 1989. - №42. - С. 1-4.
4. Вертолеты. Расчет и проектирование/ М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман и др. - М.: Машиностроение, 1966. – 151 с.
5. Теория несущего винта/ В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вождаев, Г.И. Майкапар/ Под ред. А.К. Мартынова. – М.: Машиностроение, 1973. – 364 с.
6. Спільні авіаційні вимоги. JAR – STD 1H. Пілотажні тренажери вертольота. – JAA. - 2001. – 116 с.
7. Руководство по критериям квалификационной оценки пилотажных тренажеров. Doc 9625 – AN/938. – ИКАО. - 1995. – 205 с.
8. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика продольного движения. – М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.
9. Браверман А.С., Вайнруб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.
10. Остославский И.В. Аэродинамика самолета. – М.: Оборонгиз, 1957. – 556 с.
11. Джонсон У. Теория вертолета. – М.: Мир, 1983. – Кн.1.- 502 с.
12. Акимов А.И., Боев С.Б., Константинов В.С. Первые результаты исследования спектров обтекания лопасти несущего винта на летающей лаборатории Ми-4// Исследования некоторых вопросов аэродинамики вертолетов. Технический отчет №282. – М.: ЦАГИ, 1964. – С. 13-35.
13. Зозуля В.Б., Лалетин К.Н., Гученко Н.И. Практическая аэродинамика вертолета Ми-2. – М.: Воздушный транспорт, 1984. – 175 с.