

УДК 629.735.4:553.661:553.662.6

Методика расчета аэродинамических характеристик комбинированной несущей системы летательного аппарата

М.А. Головкин, С.И. Кочиш, Б.С. Крицкий

Аннотация

В рамках вихревой теории рассматривается методика расчёта нестационарных аэродинамических характеристик несущей системы «центральное тело - лопасти» преобразуемого летательного аппарата. Дается сопоставление результатов расчета с данными экспериментов и расчетами по другим методикам. Приводятся примеры расчётов

Ключевые слова: винтокрылый летательный аппарат, несущая система, центральное тело, лопасти, аэродинамические характеристики

Введение

Преимущества самолётов вертикального взлёта и посадки (СВВП) на протяжении долгих лет подталкивают разработчиков авиационной техники к совершенствованию методики проектирования летательных аппаратов (ЛА) данного типа и накоплению определённого опыта по разработке, изготовлению и эксплуатации СВВП.

Наибольшую перспективу представляют СВВП с останавливаемым в полёте подъемным винтом и крылом в виде обтекателя втулки большого диаметра (центрального тела). Конструкция СВВП такой схемы имеет наименьшее количество дополнительных агрегатов, снижающих полезную нагрузку. Основная особенность такого летательного аппарата заключается в возможности преобразования комбинированной несущей системы (рисунок 1) в зависимости от режима полёта. При этом лопасти несущей системы, вращаются с определённой угловой скоростью, обеспечивающей взлёт и полёт преобразуемого ЛА на вертолётном режиме. На самолётном режиме они имеют нулевую угловую скорость вращения и занимают определённое симметричное положение относительно продольной оси несущей системы ЛА. Изменение режима работы комбинированной несущей системы предполагает наличие переходного процесса, во время которого останов лопастей несущего винта сопровождается разгоном летательного аппарата с помощью маршевых двигателей, при этом происходит перераспределение части создаваемой

подъёмной силы с несущего винта на центральное тело - диск.

Разработка комбинированной несущей системы для СВВП требует детального изучения аэродинамических характеристик и особенностей обтекания лопастей и центрального тела при изменении кинематических параметров по режимам. Сложный характер работы комбинированной несущей системы диктует поиск компромиссных решений в области аэродинамики и итерационный подбор геометрических и кинематических параметров.

1 Общая постановка задачи

Постановка задачи по определению нестационарных аэродинамических характеристик комбинированной несущей системы «центральное тело - несущий винт» преобразуемого ЛА в нелинейной постановке основана на теории несущего винта, изложенной в монографии [1], а также на работе [2].

Рассматривается изолированная несущая система преобразуемого ЛА, которая движется в

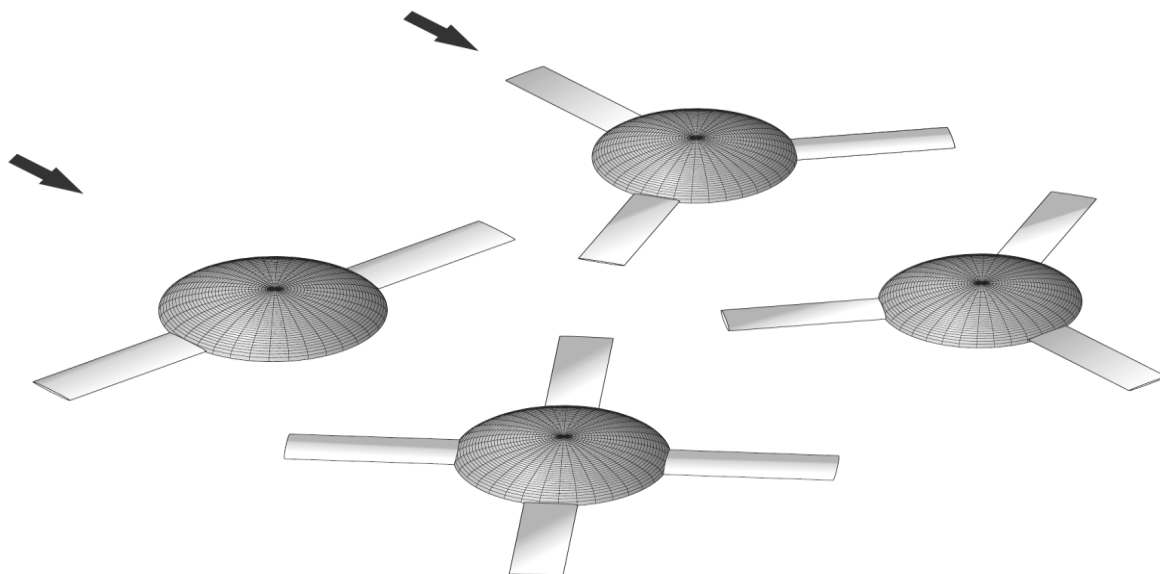


Рисунок 1– Предмет исследования

невязкой несжимаемой среде с поступательной скоростью V . Комбинированная несущая система (рисунок 1), включает в себя конечное число несущих поверхностей – несколько лопастей и центральное тело (диск). Для преобразуемого ЛА, оснащённого такой несущей системой, предполагается работа на двух основных режимах полёта: вертолётном и самолётном. Таким образом, преобразуемая несущая система должна обеспечить возможность висения и полет на скоростях до 250 – 300 км/ч на вертолетном режиме, а также достижение больших, порядка 700 км/ч, скоростей на самолетном режиме. Ориентация несущей системы в потоке произвольная, характер обтекания лопастей и диска может изменяться в широких пределах.

Будем рассматривать прямые задачи аэродинамики, в которых форма несущих поверхностей задана в виде функций координат и времени или определяется из решения задачи движения лопастей под действием заданных или найденных сил. Законы изменения кинематических параметров – скорости преобразуемого летательного аппарата – V , угла атаки несущей системы – α , угла установки лопастей – φ_0 , угловой скорости вращения лопастей несущей системы – ω_n , циклического шага $\Delta\varphi=f(\psi)$ заданы как произвольные функции времени t . Увеличение ω_n соответствует раскрутке лопастей несущей системы, а уменьшение ω_n , до нуля соответствует переходу на самолетный режим работы. При $t < 0$ принимается нулевое значение всех параметров.

Аналогично несущему винту вертолёта движение комбинированной несущей системы определяется характеристикой режима работы

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_n}{\omega_n R}. \quad (1.1)$$

Решение задачи обтекания несущей системы ищется в виде безразмерных параметров и координат в соответствии [1,2]. Все линейные размеры отнесены к радиусу системы – R :

$$\bar{r} = \frac{r}{R}; \quad \bar{b} = \frac{b}{R}; \quad \bar{r}_\delta = \frac{r_\delta}{R}; \quad \xi = \frac{x}{R}; \eta = \frac{y}{R}; \quad \zeta = \frac{z}{R}, \quad (1.2)$$

где r – текущий радиус; b – хорда лопасти; r_δ – радиус диска; x, y, z – текущие координаты точек.

Угловые скорости отнесены к угловой скорости вращения лопастей на вертолетном режиме – ω_n , поступательные скорости к окружной скорости вращения концевой элемента лопастей несущей системы – $\omega_n R$, циркуляции – $\omega_n R^2$:

$$\bar{\omega}_{x,y,z} = \frac{\omega_{x,y,z}}{\omega_n}; \quad \bar{V} = \frac{V}{\omega_n R}; \quad \Gamma = \frac{\Gamma_+}{\omega_n R^2}, \quad (1.3)$$

где Γ_+ – размерная напряженность вихревого слоя;

Γ – безразмерная напряженность вихревого слоя.

Задача решается по шагам через промежутки безразмерного времени Δt . Безразмерное время τ вводится как $\tau = t \omega_n = \psi$.

Положение первой лопасти в любой момент времени определяется углом азимутального положения ψ (рисунок 2), который отсчитывается от оси OX по направлению вращения лопастей. Положение остальных лопастей в системе определяется их количеством k_l и, следовательно углом между ними $\Delta\psi = 2\pi / k_l$.

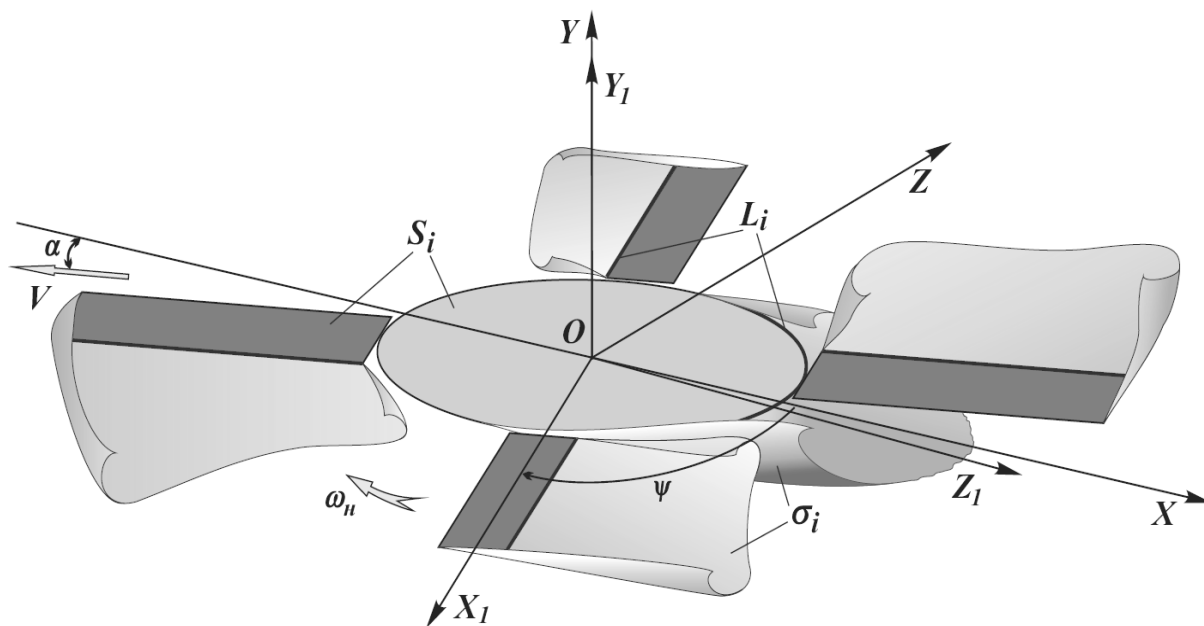


Рисунок 2 – Комбинированная несущая система и ее вихревой след.

2 Системы координат

В работе используются две системы координат – связанная система координат, определяющая движение летательного аппарата в целом и базовая система координат, связанная с условно первой из лопастей.

Начало связанной системы координат $OXYZ$ помещается в точку пересечения оси вращения лопастей комбинированной несущей системы с плоскостью их вращения (эта плоскость совпадает с плоскостью центрального тела), ось OX направлена назад по потоку и лежит в плоскости вращения винта, ось OY направлена вверх, а ось OZ образует с осями OX и OY левую систему координат (см. рисунок 2).

Начало базовой системы координат $OX_1Y_1Z_1$, совпадает с началом связанной системы координат. Ось OX_1 направлена вдоль размаха одной из лопастей, ось OY_1 совпадает с осью OY в связанной системе координат, ось OZ_1 образует с осями OX_1 и OY_1 левую систему координат (см. рисунок 2).

3 Математическая формулировка задачи

Предполагается, что везде вне лопастей, центрального диска S_i и вихревых следов σ_i за ними течение является безвихревым, т.е. для потенциала возмущенной скорости $\Phi(x,y,z,t)$ справедливо уравнение Лапласа

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} = 0, (x, y, z) \notin (S_i \cup \sigma_i). \quad (3.1)$$

Выполняются следующие граничные условия.

1. На несущей поверхности S_i – условие непротекания:

$$(\nabla \Phi - \bar{W}^*) \vec{n} = 0, (x, y, z) \in S_i, \quad (3.2)$$

где \bar{W}^* – вектор скорости движения точек несущей поверхности, обусловленной поступательным и вращательным движением; \vec{n} – единичный вектор нормали к поверхности S_i ; $\nabla \Phi$ – градиент потенциала или вектор возмущённой скорости в точке на поверхности S_i .

2. На свободной пелене σ_i – условие отсутствия перепада давления. При переходе через поверхность вихревого следа соблюдаются условия непрерывности давления и нормальной составляющей скорости:

$$p_- = p_+; (\nabla \Phi \vec{n})_- = (\nabla \Phi \vec{n})_+, (x, y, z) \in \sigma_i. \quad (3.3)$$

3. На бесконечности – условие убывания возмущений. На бесконечном удалении от комбинации лопастей и диска, а также их следа возмущения затухают, поэтому

$$\lim_{R \rightarrow \infty} \nabla \Phi = 0, R = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}. \quad (3.4)$$

4. На заданных кромках L_i – условие Чаплыгина–Жуковского. На тех кромках несущей поверхности, с которых стекают вихревые поверхности σ_i , выполняется гипотеза Чаплыгина–Жуковского о конечности скоростей

$$p_- = p_+; (\nabla \Phi \vec{n})_- = (\nabla \Phi \vec{n})_+, (x, y, z) \in L_i. \quad (3.5)$$

Задача формулируется в нестационарной постановке, поэтому все перечисленные условия должны выполняться в каждый расчетный момент времени. Решение задачи заключается в нахождении потенциала $\Phi(x, y, z, t)$ возмущенных скоростей и давлений при заданных граничных условиях и законах изменения кинематических параметров.

Базовые несущие поверхности лопастей, центрального тела S_i и их вихревые следы σ_i заменяются непрерывным вихревым слоем с напряженностью $\gamma_{+\Sigma}$ и γ_{-i} и произвольным направлением осей. Поле скоростей, вызванное этим вихревым слоем, удовлетворяет уравнению Лапласа (3.1) и условию (3.4).

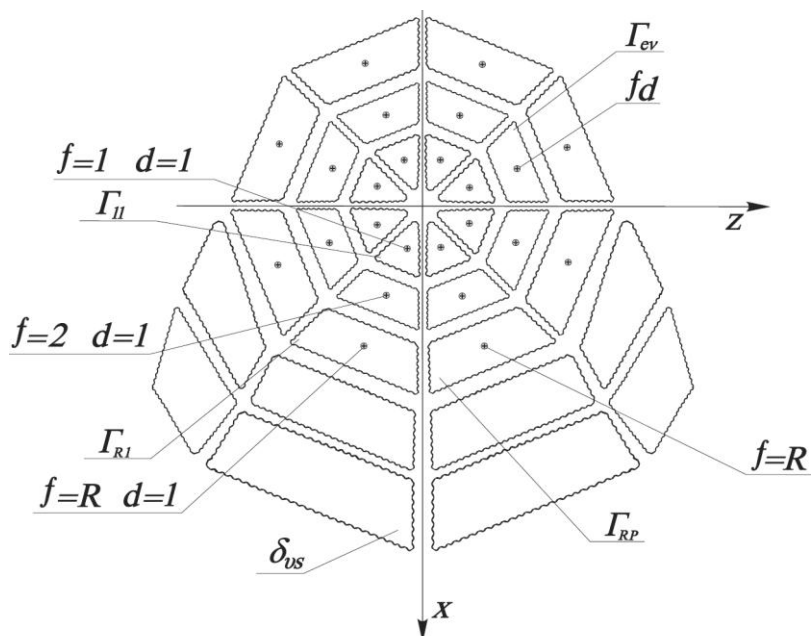
Для определения циркуляций $\gamma_{+\Sigma}$ и γ_{-i} на базовых поверхностях S_i и вихревом следе σ_i используется граничное условие (3.2), постулат Чаплыгина–Жуковского (3.5), а также начальные условия задачи. Линия схода поверхностей тангенциального разрыва L_i может задаваться произвольно и зависит от режима работы комбинированной несущей системы.

Задача обтекания комбинированной несущей системы вблизи произвольно ориентируемой граничной поверхности решается способом зеркального отражения вихревой структуры, моделирующей несущие поверхности и их следы, относительно граничной поверхности [1].

4 Численное решение задачи

При численном решении задачи в соответствии с подходом [1], несущая система заменяется тонкими базовыми поверхностями S_i (рисунок 2), совпадающими по форме в плане с лопастями и центральным телом, а за ними образуется развитый вихревой след в виде вихревых пелен σ_i (рисунок 2). Базовая поверхность представляется в виде набора четырёхугольных площадок. Форма вихревого следа σ_i определяется в процессе решения задачи. Непрерывные функции изменения кинематических параметров во времени заменяются их дискретными значениями через равные промежутки времени Δt . Непрерывное распределение вихревого слоя на несущих поверхностях и в следе заменяется дискретным с постоянной напряженностью вихревого слоя в пределах четырёхугольных вихревых ячеек (замкнутыми рамками с постоянной циркуляцией).

Переход к дискретным вихревым ячейкам позволяет автоматически выполнить условие о сохранении циркуляции и перейти от интегро-дифференциального уравнения непротекания к системе алгебраических уравнений. Граничное условие непротекания выполняется при этом в конечном числе контрольных точек, соответствующих каждой вихревой ячейке на несущей поверхности. Вихревая система лопасти и центрального тела представлена на рисунке 3. Она моделирует течение при бесрывном обтекании с передней кромки. Поток сходит с задней и боковой кромок. Предложенная вихревая схема обтекания несущей системы соответствует условиям поставленной задачи. Таким образом, задача сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений относительно искомых напряженностей вихревых ячеек.



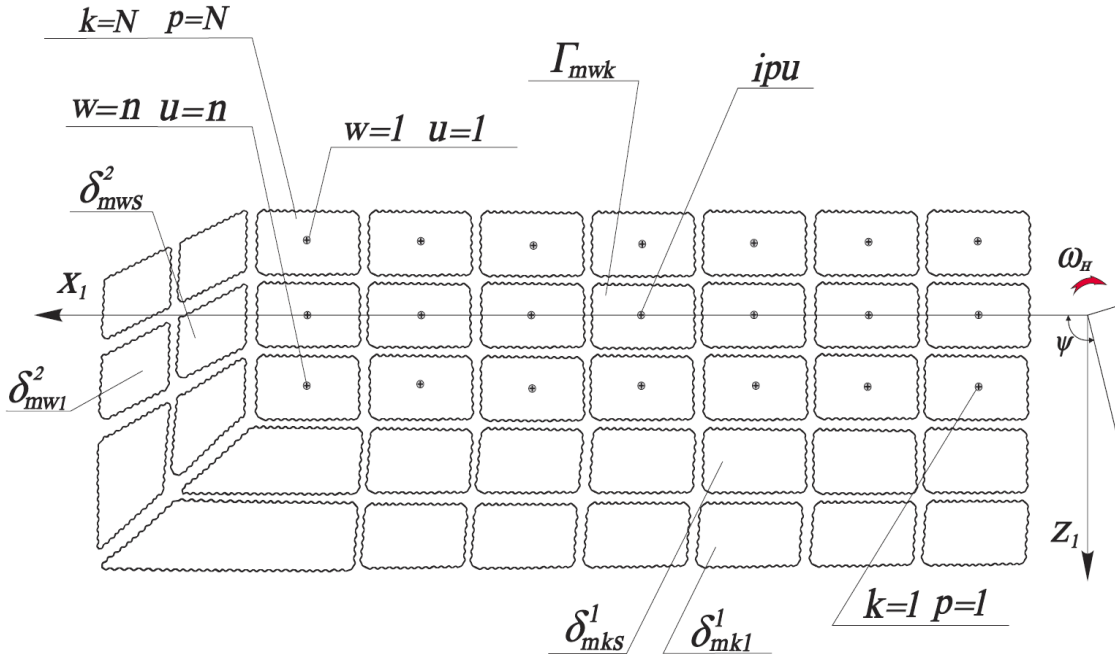


Рисунок 3 – Вихревая схема диска, лопасти и их следа

6 Система уравнений для определения циркуляций

Описанная выше система вихрей в любой точке пространства возле несущей системы индуцирует возмущённую скорость

$$\Omega_{(x,y,z)} = \Omega_{(x,y,z)Диск} + \Omega_{(x,y,z)Лопасту} + \Omega_{(x,y,z)Л_I} + i_3 \Omega_{(x,y,z)Л_III} + \Omega_{(x,y,z)Д_I}, \quad (6.1)$$

где Ω_x , Ω_y , Ω_z – безразмерные возмущенные скорости для соответствующих осей, индуцируемые вихревыми ячейками, моделирующими несущую систему и вихревой след.

Выражения для каждой составляющей безразмерной возмущенной скорости в правой части уравнения (6.1) имеют вид:

$\Omega_{(x,y,z)Диск}$ – безразмерная возмущенная скорость, индуцируемая вихревыми ячейками, моделирующими центральный диск, равная:

$$\Omega_{(x,y,z)Диск} = \frac{1}{4\pi} \sum_{e=1}^R \sum_{v=1}^P (\Gamma_{ev} b_{ev(x,y,z)}). \quad (6.2)$$

Здесь и во всех последующих уравнениях выражения b_{ev} с индексами аналогичными циркуляции Γ_{ev} вычисляются как сумма безразмерных скосов от сторон вихревой ячейки с этой циркуляцией.

$\Omega_{(x, y, z)Лопасту}$ – безразмерная возмущенная скорость, индуцируемая вихревыми ячейками, моделирующими лопасти:

$$\Omega_{(x,y,z)Лопастн} = \frac{1}{4\pi} \sum_{m=1}^{k_n} \sum_{w=1}^n \sum_{k=1}^N (\Gamma_{mwk} b_{mwk(x,y,z)}). \quad (6.3)$$

$\Omega_{(x,y,z)Л_I}$ – возмущенная скорость от вихревой пелены, сошедшей с задней кромки лопасти:

$$\Omega_{(x,y,z)Л_I} = \frac{1}{4\pi} \sum_{m=1}^{k_n} \sum_{s=2}^{r-1} \sum_{k=1}^{N+1} (\delta_{mks}^1 b_{mks(x,y,z)}^1). \quad (6.4)$$

$\Omega_{(x,y,z)Л_{III}}$ – возмущенная скорость от вихревой пелены, сошедшей с концевой боковой кромки лопасти:

$$\Omega_{(x,y,z)Л_{III}} = \frac{1}{4\pi} \sum_{m=1}^{k_n} \sum_{s=2}^{r-1} \sum_{w=1}^n (\delta_{mws}^3 b_{mws(x,y,z)}^3). \quad (6.5)$$

$\Omega_{(x,y,z)Д}$ – возмущенная скорость от вихревой пелены, сошедшей с кромки диска:

$$\Omega_{(x,y,z)Д_I} = \frac{1}{4\pi} \sum_{s=2}^{r-1} \sum_{v=1}^{n_\psi} (\delta_{vs} b_{vs(x,y,z)}). \quad (6.6)$$

Если в (6.1) i_3 имеет значение равное единице, в расчёте учитывается образование концевой боковой пелены на лопасти. Если значение i_3 равно нулю концевая боковая пелена не учитывается.

Условие непротекания (6.1) записывается с учетом уравнений (6.2-6.6) для всех контрольных точек на поверхности лопастей и центрального тела, в результате чего получается система уравнений для определения циркуляций на несущих поверхностях в данный расчетный момент времени:

$$\sum_{m=1}^{k_n} \sum_{w=1}^n \sum_{k=1}^N (\Gamma_{mwk}^r a_{mwk}^{iup}) + \sum_{e=1}^R \sum_{v=1}^P (\Gamma_{ev}^r a_{ev}^{iup}) = H^{iup}, \quad (6.7)$$

где $i=1, 2, \dots, k_n$; $u=1, 2, \dots, n$; $p=1, 2, \dots, N$.

$$\sum_{m=1}^{k_n} \sum_{v=1}^n \sum_{k=1}^N (\Gamma_{mwk}^r a_{mwk}^{fd}) + \sum_{e=1}^R \sum_{v=1}^P (\Gamma_{ev}^r a_{ev}^{fd}) = H^{fd}, \quad (6.8)$$

где $f=1, 2, \dots, R$; $d=1, 2, \dots, P$.

В данных уравнениях a_{mwk}^{fd} есть функция влияния циркуляции с индексом (mwk) в контрольной точке (fd), равная скалярному произведению вектора влияния b_{mwk}^{fd} на нормаль в данной контрольной точке n^{fd} , деленному на 4π :

$$a_{mwk}^{fd} = \frac{1}{4\pi} [b_{mwk_x}^{fd} \cos(n^{fd}, x) + b_{mwk_y}^{fd} \cos(n^{fd}, y) + b_{mwk_z}^{fd} \cos(n^{fd}, z)]. \quad (6.9)$$

Аналогично можно записать для других контрольных точек и вихревых ячеек на несущей поверхности.

Правая часть уравнения (6.7) H^{iup} будет равна:

$$H^{iup} = -\{\mu \cos \beta + \bar{\omega}_n \bar{z}^{iup} + \Omega_{xI_I}^{iup} + i_3 \Omega_{xI_{III}}^{iup} + \Omega_{xD_I}^{iup}\} \cos(n^{iup}, x) - \{\bar{V} \sin \alpha + \Omega_{yI_I}^{iup} + i_3 \Omega_{yI_{III}}^{iup} + \Omega_{yD_I}^{iup}\} \times \\ \times \cos(n^{iup}, y) - \{\mu \sin \beta - \bar{\omega}_n \bar{x}^{iup} + \Omega_{zI_I}^{iup} + i_3 \Omega_{zI_{III}}^{iup} + \Omega_{zD_I}^{iup}\} \cos(n^{iup}, z).$$

(6.10)

Для H^{fd} в (6.8) выражение будет аналогично (6.10) если в нем $\bar{\omega}_i = 0$.

Выполняя расчет вблизи граничной поверхности, при составлении системы линейных уравнений учитываются циркуляции «зеркальной» вихревой системы.

Решая систему линейных алгебраических уравнений, находят значения циркуляций для первого расчетного шага. Затем с использованием этих значений определяются возмущенные скорости в узловых точках вихревых рамок, моделирующих свободную вихревую пелену. Свободная вихревая пелена перемещается по векторам местной суммарной скорости. Второй и последующие расчетные шаги начинаются после определения нового положения свободной вихревой пелены.

Новое положение лопастей комбинированной несущей системы определяется по известной угловой скорости. Расчет повторяется до выхода аэродинамических характеристик на установившийся режим или до получения необходимой информации о нестационарном процессе.

По найденным на данном расчете шаге циркуляциям вихревых ячеек несущей поверхности находятся распределенные и суммарные аэродинамические нагрузки.

7 Расчет аэродинамических нагрузок

Давление в произвольной точке пространства (пренебрегая массовыми силами) определяется с помощью интеграла Коши-Лагранжа. Для безразмерных величин выражение интеграла Коши-Лагранжа имеет вид [1]:

$$c_p = w^{*2} - w_0^2 - 2 \frac{\partial \phi}{\partial t}. \quad (7.1)$$

Здесь w^* и w_0 – безразмерные величины переносной и относительной скоростей движения частиц жидкости, ϕ – безразмерный потенциал возмущенных скоростей.

Вихревые рамки, моделирующие лопасти и центральное тело, для расчета аэродинамических нагрузок представляются в виде отрезков.

Для диска радиальные отрезки обозначаются верхним индексом – R , азимутальные индексом – P . Напряженности вихревых отрезков Γ_{ev}^R и Γ_{ev}^P вычисляются по найденным на каждом расчетном шаге циркуляциям вихревых ячеек Γ_{ev} по следующим соотношениям:

$$\Gamma_{ev}^R = \Gamma_{ev} - \Gamma_{ev-1}, \text{ где } e=1, 2, \dots, R; v=1, 2, \dots, P \quad (7.2)$$

$$\Gamma_{ev}^P = \Gamma_{e+1v} - \Gamma_{ev}, \text{ где } e=1, 2, \dots, R; v=1, 2, \dots, P. \quad (7.3)$$

Если с рамки с циркуляцией Γ_{Rv} не сходит пелена $\Gamma_{R+lv}=0$, если с рамки с циркуляцией Γ_{Rv} сходит пелена то $\Gamma_{R+lv}=\Gamma_{Rv}$.

Вектор, соответствующий вихревому отрезку Γ_{ev}^R обозначается как \vec{r}_{ev}^R , а направление вектора от центра диска к периметру. Вектор, соответствующий вихревому отрезку Γ_{ev}^P обозначается \vec{r}_{ev}^P , с положительным направлением против часовой стрелки. В соответствии с работами [3-5] на каждый отрезок действует безразмерная сила:

$$\vec{F}_{ev}^P = 2\Gamma_{ev}^P [\vec{V}_{ev}^P \vec{r}_{ev}^P]; \quad \vec{F}_{ev}^R = 2\Gamma_{ev}^R [\vec{V}_{ev}^R \vec{r}_{ev}^R]. \quad (7.4)$$

Здесь \vec{V}_{ev}^P и \vec{V}_{ev}^R – вектор скорости, вычисленный соответственно на середине отрезка с радиусом \vec{r}_{ev}^P и \vec{r}_{ev}^R .

Так как условие непротекания точно выполняется только в контрольных точках, то при вычислении, в качестве нагрузки бралось не полное значение $|\vec{F}|$, а проекция \vec{F} на вектор нормали:

$$F_{ev}^P = \vec{F}_{ev}^P \vec{n} = F_{ev_x}^P \cos(n, x) + F_{ev_y}^P \cos(n, y) + F_{ev_z}^P \cos(n, z), \quad (7.5)$$

$$F_{ev}^R = \vec{F}_{ev}^R \vec{n} = F_{ev_x}^R \cos(n, x) + F_{ev_y}^R \cos(n, y) + F_{ev_z}^R \cos(n, z). \quad (7.6)$$

Нестационарная часть нагрузки для каждой вихревой ячейки, которая в соответствии с выбранной системой координат и правилом знаков для циркуляций, равна:

$$F_{ev}^H(\tau) = 2 \frac{(\Gamma_{ev}(\tau) - \Gamma_{ev}(\tau - \Delta\tau))}{\Delta\tau} S_{ev}, \quad (7.7)$$

где $\Gamma_{ev}(\tau - \Delta\tau)$ – циркуляция вихревой ячейки (ev) на предыдущем расчетном шаге;

$F_{ev}^H(\tau)$ – нестационарная часть нагрузки, действующая на панель (ev);

S_{ev} – площадь панели (ev).

Суммируя силы, действующие на все вихревые отрезки (7.5-7.7) с использованием (7.2-7.4) для безразмерных разностей давлений ячеек получим:

$$\Delta C_{P_{ev}} = \frac{F_{e-lv}^P}{S_{e-lv} + S_{ev}} + \frac{F_{ev}^P}{S_{ev} + S_{e+lv}} + \frac{F_{ev}^R}{S_{ev} + S_{e-v}} + \frac{F_{e+v}^R}{S_{ev} + S_{e+v}} + F_{ev}^H \frac{1}{S_{ev}}, \quad (7.8)$$

где $e=1, 2, \dots, R$; $v=1, 2, \dots, P$.

Аналогичные соотношения получаются для лопастей. Для безразмерной разности давлений ячеек лопастей:

$$\Delta c_{P_{mwk}} = \frac{F_{mwk}^N}{S_{mw-1k} + S_{mwk}} + \frac{F_{mw+1k}^N}{S_{mwk} + S_{mw+1}} + \frac{F_{mwk}^n}{S_{mwk-1} + S_{mwk}} + \frac{F_{mwk+1}^n}{S_{mwk} + S_{mwk+1}} + \frac{F_{mwk}^H}{S_{mwk}}. \quad (7.9)$$

По найденным распределённым нагрузкам вихревых ячеек для диска и лопастей находятся суммарные аэродинамические характеристики несущей системы в зависимости от её режима работы.

8 Примеры расчётов

Проверка достоверности результатов расчёта по предлагаемой методике проводилась поэтапно с учётом сложности решаемой задачи и наличия различных режимов полёта (вертолётный, самолётный, переходный) комбинированной несущей системы с центральным телом.

На первом этапе выполнялась проверка корректности работы методики расчета и сопоставление результатов расчета с известными решениями. Были произведены расчеты для прямоугольного крыла $\lambda=1$ при $\alpha=30$ град. [6]. Сопоставление производилось по суммарным характеристикам крыла (коэффициент нормальной силы C_y и координата центра давления \bar{x}_0). Согласование результатов практически полное.

Далее произведена серия расчётов для определения несущих свойств и моментных характеристик прямоугольного крыла удлинения $\lambda=1$ в диапазоне углов атаки от $\alpha=0$ до $\alpha=40$ град. и сопоставление полученных результатов с результатами расчетов, приведенными в [6]. Согласование хорошее (см. рисунок 4). Незначительное отличие в результатах связано с особенностями моделирования подковообразными вихрями [6] и вихревыми рамками по предлагаемой методике.

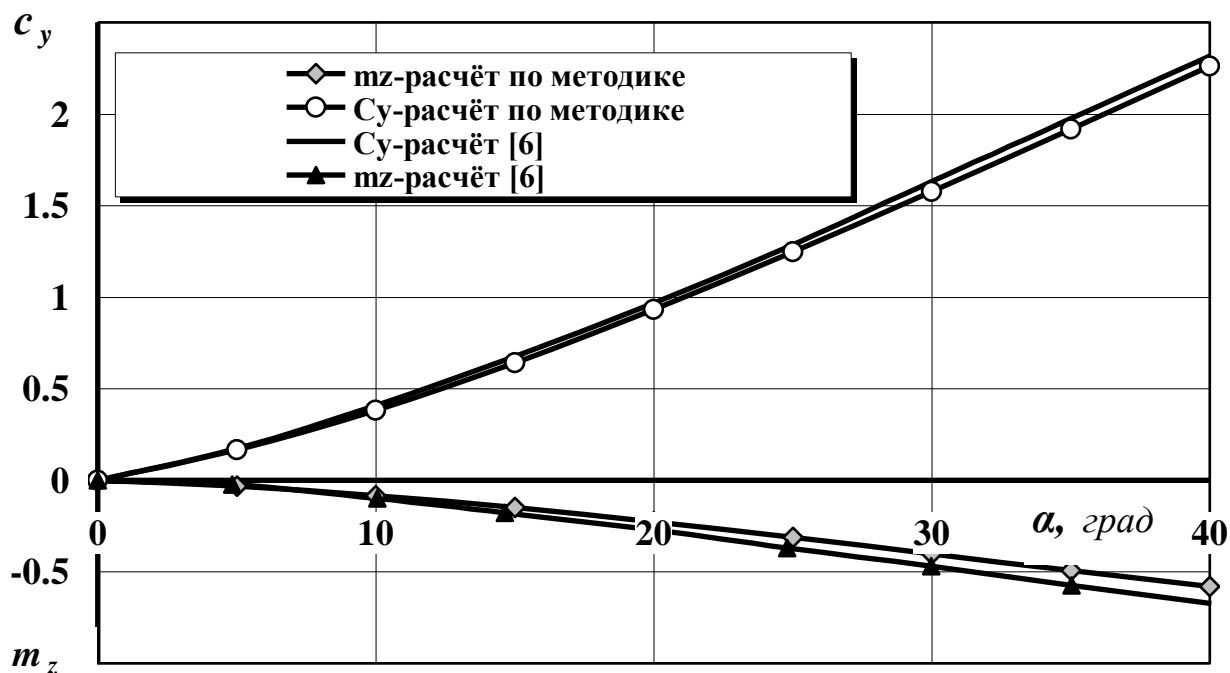


Рисунок 4– Несущие свойства и моментные характеристики прямоугольного крыла $\lambda=1$ при безотрывном обтекании

На следующем этапе проверки достоверности математической модели были проведены исследования несущих свойств диска и его комбинации с лопастями на самолетном режиме и сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными [7, 8] и полученными ранее решениями других авторов (Фартушняк В.А., Миргород В.И.) [8,9]. Для сравнения с экспериментальными данными по комбинации несущей системы «диск - лопасти» на самолётном режиме была проведена серия расчётов. Относительные параметры диска и лопастей при моделировании на ЭВМ соответствовали геометрическим размерам модели применявшейся при исследовании в аэродинамической трубе: $\bar{r}_0=0,4$; $\bar{b}=0,187$ [8]. В эксперименте использовалась модель, состоящая из центрального тела (диска) диаметром $D=0,3$ метра и четырёх лопастей. Диск имел относительную толщину $\bar{c}_0=8\%$ и диаметр закругления кромки равный толщине. Лопасти имели хорду $b=70$ миллиметров и относительную толщину $\bar{c}_{лон}=8,6\%$, кромки закруглены с диаметром закругления, равным толщине. Линией схода пелены на диске задавалась задняя полуокружность между лопастями, а на лопастях пелена сходила со всех задних кромок и боковых кромок двух задних лопастей. Полученные результаты сопоставления физического эксперимента, расчёта по предложенной методике и расчёта [8] приведены на рисунке 5. Согласование

расчётных данных можно считать хорошим вплоть до угла атаки 20 градусов. Расчёт по предлагаемой методике более точно согласуется с экспериментом.

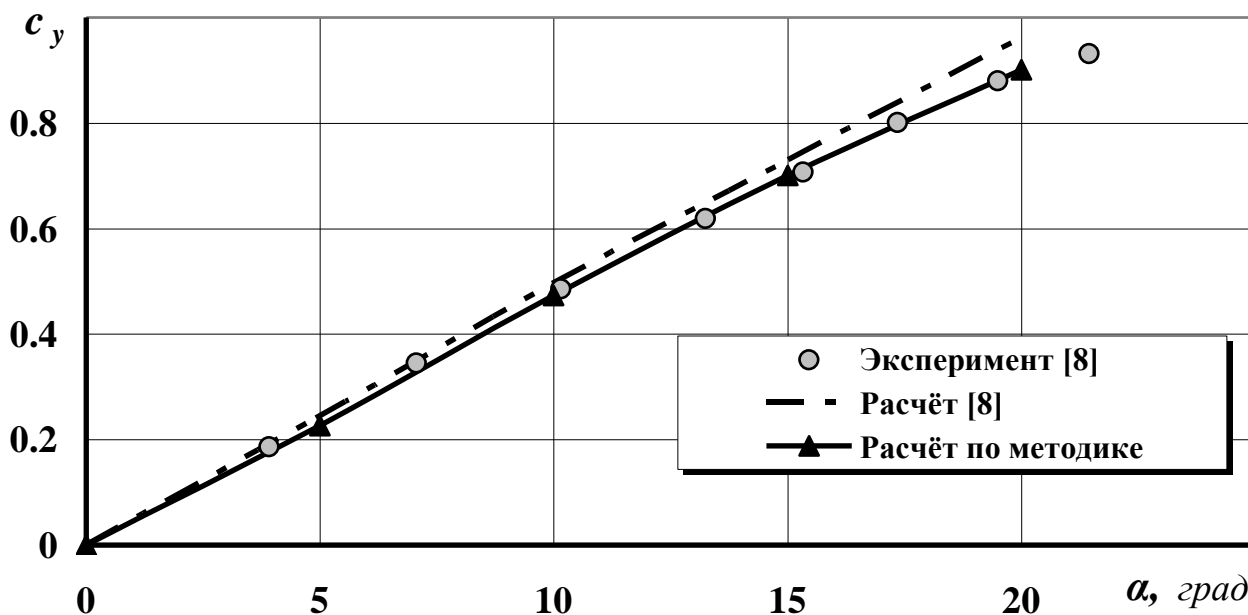


Рисунок 5 – Сопоставление результатов расчёта авторов с экспериментом и расчётом [6] на самолётном режиме

Неотъемлемой частью применения комбинированных несущих систем является их эксплуатация на вертолётном режиме полёта. В связи с этим был проведен расчёт двухлопастного вертолётного винта на режимах висения и косового обтекания и верификация полученных результатов. Для сопоставления коэффициентов тяги несущего винта на режиме висения при $\omega \neq 0$ использовались материалы работ [10,11].

На вертолётном режиме полёта ЛА с комбинированной несущей системой рассматривались суммарные и распределенные аэродинамические коэффициенты силы тяги. Аэродинамические коэффициенты комбинированной несущей системы с центральным телом, как и несущего винта вертолёта, наиболее сильно зависят от угла установки лопастей φ_0 и коэффициента заполнения винта σ . Слабее – от числа лопастей k_l , формы лопастей в плане, геометрической крутки $\Delta\varphi$.

Конфигурация несущей системы при исследовании имела следующие геометрические параметры: $\bar{b}=0,187$; $\eta=1$; $k_l=4$, относительный радиус диска варьировался от $\bar{r}_0=0,13$ до $\bar{r}_0=0,4$. Геометрическая крутка на лопастях отсутствовала. Расчеты проводились без учета образования боковой пелены на лопастях. Линией схода пелены на диске на осевых режимах задавалась вся окружность диска, при косом обтекании задняя полуокружность.

На рисунке 6 представлено векторное поле скоростей в диаметральной сечении несущей системы на режиме работы на месте. Центральное тело, находясь в поле индуктивных скоростей подсосывания под углом атаки 90° , является мощным турбулизатором воздушного потока,

который и приводит к пульсациям аэродинамической нагрузки на диске и пульсациям тяги несущей системы в целом.

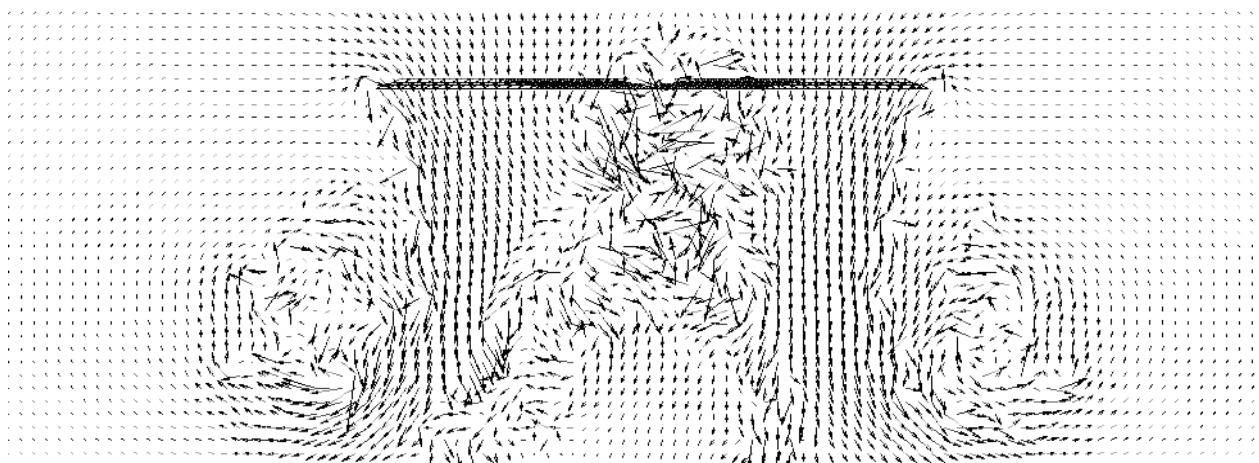


Рисунок 6 – Векторное поле скоростей в диаметральном сечении несущей системы при радиусе диска $\bar{r}_0 = 0,13$ и угле установки лопастей $\varphi_0 = 12$ град

При изучении влияния скорости полёта на аэродинамические характеристики системы расчёты проводились для различных относительных скоростей u_x и углов атаки несущей системы α_n , угол установки лопастей составлял $\varphi_0 = 12$ град.

На рисунке 7 представлены зависимости суммарного коэффициента тяги c_{Tc} комбинированной несущей системы и его составляющих $c_{Tл}$, c_{Td} от безразмерного времени для относительной скорости $u_x = 0,4$ при угле атаки системы $\alpha_n = -7$ град. На рисунках чётко прослеживается отрицательное влияние диска, возрастающее с увеличением скорости при отрицательном угле атаки системы.

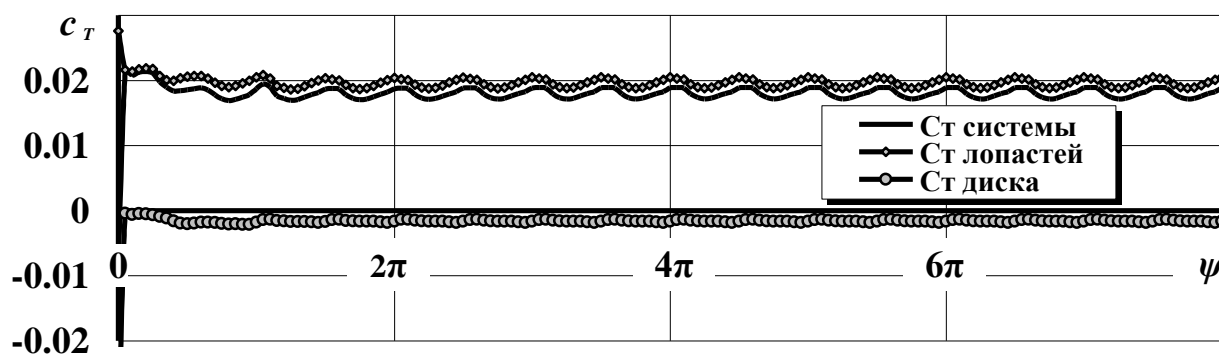


Рисунок 7 – Зависимость коэффициента тяги в системе от безразмерного времени для относительной скорости $u_x = 0,4$ при угле атаки системы $\alpha_n = -7$ град.

Выводы и рекомендации

- 1 Разработана методика расчета нелинейных аэродинамических характеристик комбинированной несущей системы преобразуемого летательного аппарата на самолётном и вертолётном режимах с учётом экранирующей поверхности на осевых режимах и моделированием переходного процесса.
2. На основе методики создан алгоритм расчета и комплекс программ для ЭВМ, позволяющий определять аэродинамические характеристики несущей системы вблизи границы раздела и при переходном процессе с учётом циклического управления.
3. Комплекс программ для ЭВМ на основе предлагаемой методики целесообразно использовать при проведении параметрических исследований по отработке компоновок комбинированной несущей системы преобразуемого летательного аппарата, а также для исследования переходных режимов её работы.

Литература

1. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолётов. – М.: Машиностроение, 1992. – 218с.
2. Крицкий Б.С., Фартушняк В.А. Математическая модель несущей системы преобразуемого летательного аппарата //Сборник научных трудов республиканской конференции “Использование численных методов при решении прикладных задач аэромеханики”/ Украинское республиканское правление ВНТО. – Харьков, 1991.
3. Апаринов В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками. // Труды ВВИА им. Н.Е.Жуковского, вып.1309 – М.:, 1979.
4. Дворак А.В. К расчёту аэродинамических нагрузок в нелинейных нестационарных задачах // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов / ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского. – М.:, 1981.
5. Дворак А.В., Ломов С.М. О расчёте суммарных и распределённых нагрузок в нелинейных задачах // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов / ВВИА им. Н.Е.Жуковского. – М.:, 1980.
6. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 352с.
7. Баранов П.А., Карташов В.Е., Ништ М.И., Судаков А.Г. Исследование пространственного обтекания тонкого диска // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов / ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – М.:, 1987.
8. Фартушняк В.А. Исследования по методике расчета аэродинамических характеристик несущей системы преобразуемого летательного аппарата //Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов / ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – М.:,1993.

9. Миргород В.И. Влияние геометрических параметров на аэродинамические характеристики преобразуемого винта // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов / ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – М., 1986.

10. Крицкий Б.С., Локтев Б.Е., Маляр А.М., Онушкин Ю.П. Некоторые результаты методических исследований по отработке метода расчёта аэродинамических характеристик винтов // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов / ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – М., 1981.

11. Павлов Л.С. Исследование обтекания лопастей несущего винта // Труды ЦАГИ, вып. 1287, 1971.

Сведения об авторах:

Головкин Михаил Алексеевич, начальник НИО-5 Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского,
д.т.н., тел.: (495)556-49-15, e-mail: spintest@tsagi.ru

Кочиш Станислав Иванович, доцент Военно-воздушной академии им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина, к.т.н., тел.: (903)102-16, e-mail: kochish76@mail.ru

Крицкий Борис Сергеевич, главный научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского, д.т.н., тел.: (499)477-16-54, e-mail: kritsky@starlink