

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВЕРТИКАЛЬНО ОСЕВОЙ ВЕТРОВОЙ ТУРБИНЫ

1. Общая постановка задачи

Рассматривается обтекание невязкой, несжимаемой средой системы двух тонких несущих поверхностей бесконечного размаха и одинаковой формы, симметрично расположенных относительно оси вращения системы. Поток движется со средней поступательной скоростью \bar{U}_∞ . Вводится скоростная прямоугольная система координат Oxy , при этом ось Ox направлена по направлению потока, а точка O находится в центре вращения.

Пространственное положение системы определяется углом ψ поворота связанной оси $Ox'y'$. При этом ось Oz' проходит через наиболее удаленную от оси вращения системы кромку профиля, принятого за первый. Движение ротора характеризуется поступательной скоростью потока \bar{U}_∞ и угловой скоростью вращения $\Omega(t)$, где t - время.

За характерный размер при решении задачи обтекания ротора принимается радиус турбины R , а за характерную скорость - поступательная скорость потока \bar{U}_∞ . Вводятся безразмерные координаты: $\bar{x} = x/R$, $\bar{y} = y/R$. В качестве кинематических параметров, определяющих движение ротора, принимаются следующие функции.

$$\bar{\omega}(t) = \frac{\Omega(t)R}{U_\infty}, \quad \tau = \frac{U_\infty t}{R} \quad (1.1)$$

где $\bar{\omega}(t)$ - безразмерная угловая скорость вращения ротора, τ - безразмерное время.

Вне несущих поверхностей S_k , $k = \overline{1,2}$, и вихревых следов с поверхностями тангенциального разрыва скорости σ_p , $p = \overline{1,4}$, течение является безвихревым, и, следовательно, потенциал возмущенных скоростей удовлетворяет уравнению Лапласа

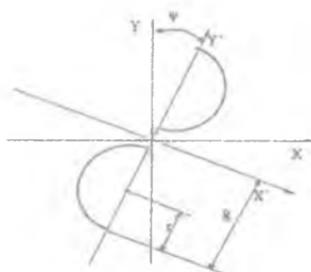


Рис. 1

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} = 0. \quad (1.2)$$

Относительная скорость потока \bar{U}_0 в произвольной точке определяется суммой скоростей невозмущенного потока \bar{U}_∞ и возмущенной скорости $\bar{W}(\bar{r}, t)$ [4].

На поверхности крыла выполняется условие непротекания. При переходе через поверхности $\sigma_p, p = \overline{1,4}$, должно соблюдаться условие непрерывности давлений и нормальной составляющей скорости. На кромках $L_p, p = \overline{1,4}$ несущих поверхностей выполняется гипотеза Чаплыгина-Жуковского о конечности скоростей [3]. На бесконечном удалении от крыла выполняется условие загужания возмущений.

Изменение формы поверхностей определяется условием движения их по траекториям жидких частиц. Каждый момент времени, кроме первого, постулирует сход пелены со всех кромок обоих крыльев.

2. Численный метод и вихревая схема

Поверхность крыла заменяется непрерывным вихревым слоем с напряженностью $\gamma(\bar{r}_{\sigma_p}, t)$. Тогда поле скоростей, индуцированных этим слоем, будет удовлетворять указанным условиям.

При численной реализации вводится дискретизация по месту и времени. Вихревые поверхности заменяются системой бесконечных вихревых пинуров постоянной по длине интенсивности $\Gamma_{k\mu}, k = (1,2), \mu = \overline{(1,n)}$, где n – количество вихрей на профиле. Граничные условия выполняются в конечном числе контрольных точек на поверхности профиля.

Непрерывный по времени процесс изменения граничных условий заменяется дискретным. Предполагается, что граничные условия и параметры потока скачкообразно изменяются в расчетные моменты времени $\tau = 0, 1, 2, \dots$. В промежутках между расчетными моментами циркуляции не меняются. В момент времени $\tau = 0$ граничные условия начинают меняться по произвольному закону

$$\bar{w}_n = W_n / U_\infty = f(\bar{x}_0, \bar{y}_0, \tau),$$

где \bar{x}_0, \bar{y}_0 координаты точки несущей поверхности, а $f(\bar{x}_0, \bar{y}_0, \tau)$ – известная функция [1]

Дискретные вихри и контрольные точки на базовых поверхностях располагаются следующим образом. Поверхность каждой пластины делится на n равных участков. Суммарные

дискретные вихри располагаются на линиях μ посередине каждого участка, а контрольные точки, в которых будет проверяться выполнение условия непротекания

$$w_{nv} = 0, \quad v=1, 2, \dots, 2n+2 \quad (2.1)$$

на линиях v на концах каждого участка. Ближайшие к кромкам свободные вихри располагаются на линиях, касательных к точкам расположенным на кромках [1]. При таком разбиении на острых кромках пластин располагаются контрольные точки. Вихревая схема профиля показана на рис.2

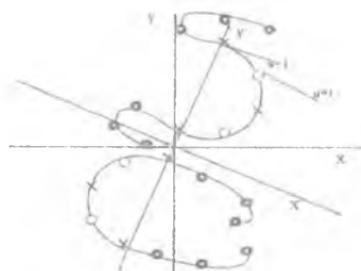


Рис 2

Такое расположение вихрей и контрольных точек обеспечивает сходимость решения и выполнение гипотезы Чаплыгина [1,2].

В начальный момент времени ($t=0$) положение суммарных и свободных вихрей известно. Неизвестные циркуляции суммарных вихрей на профиле $\Gamma_{\Sigma\mu}$ и свободных вихрей δ_r^s определяем из системы линейных алгебраических уравнений с учетом выполнения граничных условий в контрольных точках и условия постоянства циркуляций по замкнутому контуру (теоремы Томпсона)

$$\Gamma_L' = c. \quad (2.2)$$

Скорость \vec{W} , индуцированная вихрем Γ_μ в точке с радиус-вектором \vec{r}_b , выражается как

$$\vec{W}_{\mu b} = \frac{\Gamma}{2\pi} \hat{\lambda}_\mu (\vec{r}_\mu, \vec{r}_b), \quad (2.3)$$

где $\hat{\lambda}_\mu$ – вектор безразмерных скоростей (схосов), индуцированных вихрем.

Компоненты безразмерной относительной скорости в точке на профиле

$$\vec{w}_{o(x,y)v} = \vec{u}_{(x,y)v} + \vec{w}_{(x,y)v}, \quad (2.4)$$

где $\vec{u}_{xv} = \vec{u}_o - \vec{\omega}y_v$, (2.5)

$$\vec{u}_{yv} = -\vec{\omega}x_v \quad (2.6)$$

являются составляющими невозмущенной скорости, а

$$\vec{w}_{(x,y)v} = \frac{1}{2\pi} \sum_{\mu=1}^{2n} \Gamma_{\Sigma\mu} v_{(x,y)v} + \frac{1}{2\pi} \sum_{i=1}^n \sum_{s=1}^n \delta^{is} v_{i(x,y)} \quad (2.7)$$

являются составляющими возмущенной скорости, индуцированной всей вихревой системой,

включающей суммарные вихри обеих поверхностей и свободные вихри, моделирующие линии тангенциального разрыва скорости.

Для нахождения циркуляций присоединенных и свободных вихрей составим систему из $2n+2$ линейных алгебраических уравнений с числом неизвестных циркуляций $2n+4$.

Выражение для нормальной составляющей скорости в точке в расчетный момент времени t :

$$W_{\text{онв}}^r = U_{\text{онв}} + W_{\text{пв}}^r, \quad (2.8)$$

где $U_{\text{онв}}$ - нормальная составляющая скорости невозмущенного потока, а $W_{\text{пв}}^r$ - скорость индуцированная вихрями профиля и его свободными вихрями его следа.

Запишем условие непротекания (2.1) с учетом (2.2-2.8) для $2n+2$ контрольных точек:

$$\frac{1}{2\pi} \left(\sum_{\mu=1}^{2n} \Gamma_{\Sigma\mu} \lambda_{xv} + \sum_{i=1}^n \sum_{s=1}^2 \delta^{is} \lambda_{ix} \right) \cos(\eta, x) + \frac{1}{2\pi} \left(\sum_{\mu=1}^{2n} \Gamma_{\Sigma\mu} \lambda_{yv} + \sum_{i=1}^n \sum_{s=1}^2 \delta^{is} \lambda_{iy} \right) \cos(\eta, y) + u_x \cos(\eta, x) + u_y \cos(\eta, y) = 0, \quad (2.9)$$

$$v = 1, 2, \dots, 2n+2.$$

Система замыкается условием постоянства циркуляций по замкнутому контуру для каждого профиля:

$$\sum_{\mu=1}^n \Gamma_{\Sigma\mu} + \sum_{i=1}^2 \delta^{ir} = - \sum_{j=1}^2 \sum_{s=1}^{r-1} \delta^{is}, \quad (2.11)$$

$$\sum_{\mu=n+1}^{2n} \Gamma_{\Sigma\mu} + \sum_{i=3}^4 \delta^{ir} = - \sum_{j=3}^4 \sum_{s=1}^{r-1} \delta^{is}, \quad (2.12)$$

Таким образом, имеем разрешимую систему линейных алгебраических уравнений, что позволяет найти неизвестные циркуляции суммарных вихрей $\Gamma_{\Sigma\mu}$, $\mu = \overline{1, 2n}$, и свободных вихрей δ_p^r , $p = \overline{1, 4}$.

По известным циркуляциям, с использованием интеграла Коши-Лагранжа, определяем аэродинамические нагрузки на серединах панелей разбиения. Для нашей задачи, при переходе к безразмерным величинам, интеграл Коши-Лагранжа имеет вид [2]:

$$\Delta \bar{p}_\mu = 2 \left(\gamma_{\Sigma\mu}^r \bar{w}_{\Sigma\mu} - \frac{\partial \Gamma_\mu^r}{\partial r} \right), \quad (2.13)$$

где $\Delta \bar{p}_\mu$ - разность безразмерных коэффициентов давления в точке $\mu \in S_x$, $\gamma_{\Sigma\mu}^r$ - безразмерная интенсивность суммарного вихревого слоя на панели,

\vec{w}_{μ} - касательная составляющая относительной скорости в точке $\varepsilon = \mu$ ($\varepsilon \in S_k$),

$\frac{\partial \Gamma_{\mu}}{\partial \tau}$ - изменение циркуляции по замкнутому контуру L за расчетное время $\partial \tau$.

Получив нагрузки, находим коэффициенты продольного момента и силы сопротивления:

$$m_z = \frac{1}{2n} \cdot \sum_{\mu=1}^{2n} \Delta \bar{p} (-x \cos(n, y) + y \cos(n, x)), \quad (2.14)$$

$$c_x = \frac{\cos(\psi)}{2n} \sum_{\mu=1}^{2n} \Delta \bar{p} \cos(n, x). \quad (2.15)$$

Для иллюстрации полученных результатов приведены вихревая структура, поле скоростей (рис.3) и график зависимости коэффициента продольного момента от угла поворота ротора (рис.4) при следующих параметрах: $\bar{\omega} = 0,48$, $\bar{F} = 0,35$, $\Delta \tau = 0,03$, $n = 100$, $\tau = 8$, $\tau = 25$.

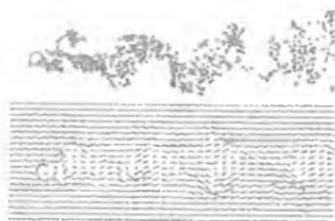


Рис.3

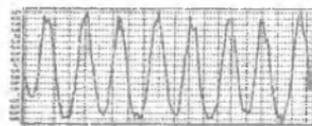


Рис.4

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- Абухаиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желаниников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. - Алматы: Гылым, 1997.
- Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических характеристик винтов вертолетов. - М.: Машиностроение, 1992.
- Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. - М.: Наука, 1971

Онушкин Ю.П., Островой А.В. Моделирование отрывного обтекания ветровой турбины: с вертикальной осью методом дискретных вихрей// Нетрадиционные и возобновляемые источники энергии. Тез. докл. Межд. сем. 28-30 мая 2001г – СПб, 2001. – С.172 – 175.

УДК 629.7.

Полынцев О.Е.

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ РОТОРА АВТОЖИРА НА КАЧАЛКЕ

Рассматривается случай двухлопастного ротора автожира на качалке с вертикальным выносом y_0 , имеющего конструктивно задаваемый угол конусности α_0 и не имеющего вертикальных шарниров. Основные допущения: режим полета горизонтальный установившийся; элементы ротора автожира предполагаются абсолютно жесткими; не учитывается циклическое управление несущим винтом (НВ).

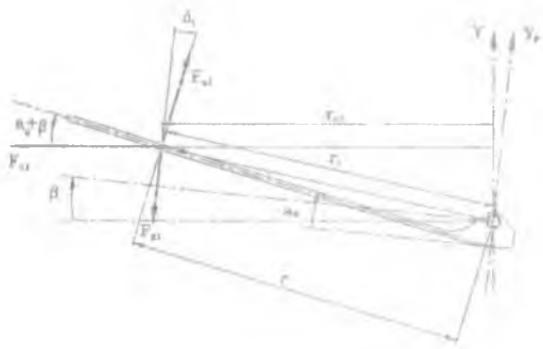


Рис.1

В полете автожира вследствие асимметрии обтекания ротора на отступающую и наступающую лопасти действуют аэродинамические силы разной величины. Вследствие наличия качалки НВ при вращении совершает маховое движение, что оказывает существенное влияние на динамику вращательного движения лопастей.