

НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНИЙ СТАН ЛОПАТЕЙ ВІТРОЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК ПІД ДІЄЮ АЕРОДИНАМІЧНИХ СИЛ

Кандидат технічних наук Левківська Л.В.

У статті запропонована методика комп'ютерного моделювання напружено-деформованого стану лопатей вітроенергетичних установок під дією аеродинамічних сил. Розроблені математична модель та алгоритм розрахунку, створений програмний продукт.

In the paper the techniques for computer simulation of stress-strain states of the wind power blades under action of aerodynamic forces are proposed. The mathematical model and calculation algorithm are elaborated, special software is created.

Постановка проблеми. У процесі експлуатації вітроенергетичні установки (ВЕУ) піддаються складним статичним і динамічним навантаженням, які обумовлені впливом сил власної ваги, відцентрових сил інерції від обертання вітрового колеса, гіроскопічних сил інерції, спричинених складним обертанням вітроколеса, а також аеродинамічних сил від зустрічного потоку вітру. Ці сили можуть діяти як окремо, так і в комбінації і приводити до критичних станів окремих підконструкцій або всієї установки, які супроводжуються в ряді випадків важкими аваріями.

Для розрахунку вимушених коливань лопаті необхідно встановити аеродинамічні навантаження, що їх викликають. Ця задача є однією з найскладніших у загальній аеродинаміці. Умови обтікання вимагають одночасного врахування ефекту стиску повітря та нестационарності обтікання, явища зриву потоку при кутах атаки більших критичного, просторового обтікання окремих частин лопаті, дії достатньо потужних вільних вихрів. Важливе значення також має точність визначення вихідних для розрахунку навантаження параметрів.

Базовими формулами для визначення погонного аеродинамічного навантаження є добре відомі вирази:

$$Y = C_y \frac{\rho U^2}{2} b \quad (1)$$

та

$$X = C_x \frac{\rho U^2}{2} b, \quad (2)$$

де ρ – густина повітря; b – хорда профілю; U – швидкість вітрового потоку, що набігає на профіль; C_y, C_x – коефіцієнти підйомної сили та лобового опору, які залежать, у свою чергу, від кута атаки α , форми профілю та стану поверхні відсіку.

Врахування зміни цих величин зазвичай важливе при великих значеннях швидкості U , яка впливає на зміну механічних характеристик повітря та його потоку. Як правило, це важливо у теорії моделювання аеродинаміки авіаційних двигунів та лопатей гелікоптерів. Але оскільки в системах вітроенергетичних установок ці швидкості невеликі, то можна використовувати спрощені методики розрахунку зазначених параметрів.

Згідно теорії крила [1-4] навантаження dP на елементарну площадку лопаті шириною b і довжиною dr , складає:

$$dP = C_y b dr \rho \frac{U^2}{2}, \quad (3)$$

де C_y – коефіцієнт підйомної сили крила (лопаті); ρ – масова густина повітря; U – відносна швидкість вітрового потоку, що набігає на елемент лопаті; r – відстань елемента лопаті від осі обертання вітроколеса.

Відносна швидкість вітрового потоку:

$$U = \sqrt{\omega^2 r^2 + V^2}, \quad (4)$$

де ωr – колова швидкість елемента лопаті; V – швидкість вітру.

Тоді

$$dP = C_y b \frac{\rho}{2} (\omega^2 r^2 + V^2). \quad (5)$$

При спрощених розрахунках для незакручених лопатей зазвичай нехтують змінною C_y . Якщо при цьому величина b постійна, то можна обчислити повну силу P на крило.

Вважаючи $C_y b$ сталими вздовж довжини крила та інтегруючи, отримуємо повне навантаження на крило:

$$P = C_y b \frac{\rho}{2} \int_{r_0}^R (\omega^2 r^2 + V^2) dr = C_y b \frac{\rho}{2} \left[\frac{\omega^3}{3} (R^3 - r_0^3) + V^2 (R - r_0) \right]. \quad (6)$$

Винісши за дужки $(R - r_0)$, отримаємо:

$$P = C_y b \frac{\rho}{2} (R - r_0) \left[\omega^2 \frac{R^2 + Rr_0 + r_0^2}{3} + V^2 \right]. \quad (7)$$

Введемо позначення: $b(R - r_0) = S$ – площа лопаті (крила); $\frac{R^2 + Rr_0 + r_0^2}{3} = r_m^2$ – умовний радіус крила.

Тоді підставляючи S та r_m у рівняння (7), одержимо повне навантаження на крило:

$$P = C_y S \frac{\rho}{2} (\omega^2 r_m^2 + V^2). \quad (8)$$

У моменти поривів вітру з більшими швидкостями, до яких вітроколесо не відразу може пристосуватися, крила можуть бути перевантажені. Відношення можливого максимального навантаження крила P_{\max} , що виникає при поривах вітру, до робочого навантаження при розрахунковій швидкості вітру P_p називають коефіцієнтом перевантаження:

$$n = P_{\max} / P_p. \quad (9)$$

Позначивши швидкість вітру при пориві через V_n , запишемо рівняння навантаження на крило при V та V_n :

$$P = C_y S \frac{\rho}{2} (\omega^2 r_m^2 + V^2); \quad (10)$$

$$P = C_{yn} S \frac{\rho}{2} (\omega^2 r_m^2 + V_n^2), \quad (11)$$

де C_{yn} – коефіцієнт підйомної сили при пориві вітру.

В нашому випадку кут атаки та ширина b лопаті можуть змінюватись, тому величину dP у (5) необхідно обчислювати окремо для кожного елемента, а потім інтегрувати по довжині лопаті r . Однак при розрахунку на міцність та колювання важливо знати не повну силу P , а сили dP_i . Прикладаючи їх потім до відповідних елементів лопаті і розв'язуючи задачу її пружного згинання, можна знайти напруження та переміщення лопаті в деформованому стані.

Для того, щоб скористатися формулою (1), необхідно ще знайти коефіцієнт C_y . Оскільки кути атаки лопаті можуть змінюватись в широкому діапазоні, то коефіцієнт C_y визначається в залежності від кута атаки за результатами так званої кругової продувки, тобто продувки, виконаної при різних кутах атаки від 0° до 360° (рис. 1). Для врахування стиску, який може бути досить великим, необхідно використовувати результати продувок, виконаних при різних числах M .

Таке уточнення зазвичай виконується у гелікоптеробудуванні. В нашому випадку швидкості U малі, тому стиском повітря можна знехтувати і прийняти $\rho = 1,2 \text{ кг/м}^3$.

Для наближених розрахунків використовують лінійну залежність $C_y = C_y^\alpha \alpha$, яка, як відомо, справедлива в дійсності лише для обмеженого діапазону кутів атаки (рис. 1).

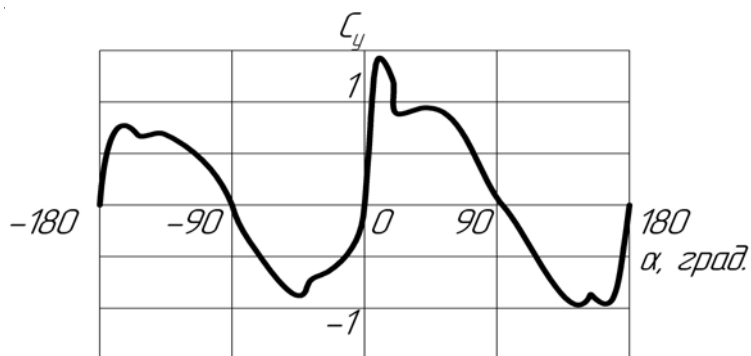


Рис. 1 Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки за результатами кругової продувки

При нестационарному обтіканні характеристики профілю можуть суттєво змінюватись. Так, наприклад, залежність C_y від α набуває характеру, показаному на рис. 2. При цьому однаковим кутам атаки відповідають різні значення C_y в залежності від закону зміни кута атаки. Відмічається збільшення $C_{y \max}$, особливо, якщо профіль виводиться на великий кут атаки з великою швидкістю. Тому для отримання більш точних результатів слід враховувати ефект нестационарного обтікання.

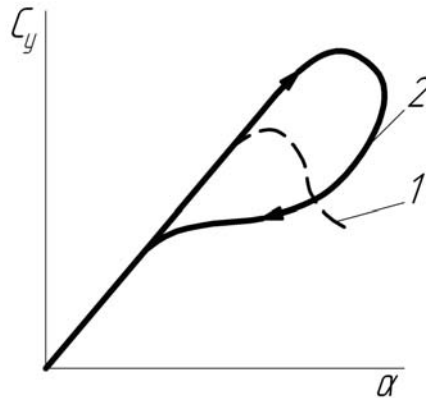


Рис. 2 Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки:
1 – статична залежність; 2 – залежність при швидкій зміні кута атаки

Для розрахунку коливань лопаті в площині найменшої жорсткості необхідно визначити складову аеродинамічної сили, напрямлену перпендикулярно до відповідної головної осі інерції перерізу. У більшості випадків при цьому використовують наближені співвідношення, в яких нехтують малим кутом між головною віссю та площиною обертання.

Результати дослідження. Згідно викладеної методики було виконано дослідження пружного деформування та напруженого стану лопатей для найбільш відповідальної конструкції з діаметром вітроколеса $D = 100$ м. Установки з меншими розмірами характеризуються подібними умовами роботи. Розглядалися випадки, коли товщини стінок лопатей складали $h = 20$ і 30 мм. Для всіх розглянутих конструкцій підраховувались маси лопатей.

При моделюванні деформування вітроколес були знайдені форми згину лопатей при різних значеннях кутової швидкості n , яка змінювалась від $n=0$ до $n=16$ об/хв. У випадку $n=0$ лопать піддавалась впливу чисто вітрового навантаження зі швидкістю $V = 5,5$ м/с.

Для обертового колеса підраховувалась швидкість відносного руху кожного елемента лопаті по довжині і знайдене навантаження прикладалось у відповідних вузлах кінцево-елементної решітки.

Були визначені максимальні значення поперечних переміщень лопаті і встановлено, що переміщення досягають більших значень при $n=16$ об/хв, тому таку швидкість можна вважати недопустимою.

При $n=12$ об/хв великі значення прогинів також спостерігались в лопатях з товщинами стінок $h = 20$ мм, тому така товщина теж є недопустимою. Зменшенню деформативності лопаті сприяло також її підкріплення внутрішнім ребром.

Сформульовані вище зауваження виявились справедливими також і по відношенню до напружених станів лопатей.

Література

1. Миль М.Л. и др. Вертолеты (расчет и проектирование). Кн. 4. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966. – 456с.
2. Михеев Р.А. Прочность вертолетов. – Москва, Машиностроение, 1984. – 280 с.
3. Гуляев В.И., Соловьев И.Л., Худолый С.Н. Прецессионные колебания двухлопастного ротора с упругим несомым валом при сложном вращении. // Проблемы прочности. – 2002. – №2. – С. 73 – 81.
4. Гловач Л.В., Носенко В.П. Комп'ютерне моделювання динаміки лопатей вітроенергетичних установок. // Опір матеріалів і теорія споруд. – 2010. – №85. – С. 143 – 152.