

УДК 621.548

**В.М.Головко**<sup>1</sup>, докт.техн.наук, **В.П.Коханевич**<sup>2</sup>, канд.техн.наук, **М.О.Шихайлов**<sup>3</sup> (Інститут відновлюваної енергетики НАН України, Київ)

### Математична модель системи орієнтації ротора вітроустановки флюгерною площиною

*Удосконалено математичну модель системи орієнтації ротора з урахуванням гіроскопічного моменту. Отримано рівняння для розрахунку швидкостей орієнтації ротора в залежності від швидкості вітру, кута відхилення ротора від напрямку повітряного потоку та конструктивних параметрів системи орієнтації ротора. Бібл. 9, рис. 1.*

**Ключові слова:** вітроенергетика, вітроустановка, орієнтація ротора, флюгерна площина.

Orcid: <sup>1</sup>0000-0003-0195-9654; <sup>2</sup>0000-0003-0033-1355; <sup>3</sup>0000-0003-1845-9904.

При визначенні критеріїв для проектування вітроустановок (ВУ) малої потужності необхідно розглядати їх, з однієї сторони, як енергетичний об'єкт, що потребує максимально ефективно використовувати енергію вітрового потоку, а з іншої – як об'єкт підвищеної небезпеки, що вимагає забезпечення надійної роботи установки впродовж її терміну експлуатації [1, 2].

В роботі [3] для систем орієнтації роторів флюгерною площиною було показано, що енергетичні втрати у процесі орієнтації ротора залежать від кутової швидкості орієнтації, кута відхилення ротора тощо. З іншого боку, кутова швидкість орієнтації ротора впливає на гіроскопічні, інерційні та інші навантаження в лопаті [4, 5], що відповідно визначає термін експлуатації лопаті та вітроустановки в цілому.

На сьогодні запропоновано математичні моделі систем орієнтації ротора за напрямком повітряного потоку, які враховують ряд параметрів та характеристик системи орієнтації ротора. При цьому необхідно враховувати постійне вдосконалення конструкцій систем орієнтації роторів ВУ, що потребує внесення змін до вже апробованих математичних моделей систем їх орієнтації. А деякі допущення, внесенні в математичні моделі, можуть кардинально змінити картину фізичного процесу, що закладається у вищезгадані математичні моделі системи орієнтації роторів вітроустановок.

В даній роботі пропонується в математичній моделі системи орієнтації ротора вітроустановки

врахувати ряд сил та моментів, що вони створюють, які раніше не враховувались розробниками подібних моделей.

Розвертання ротора за вітром при зміні його напрямку в загальному випадку описується диференціальним рівнянням:

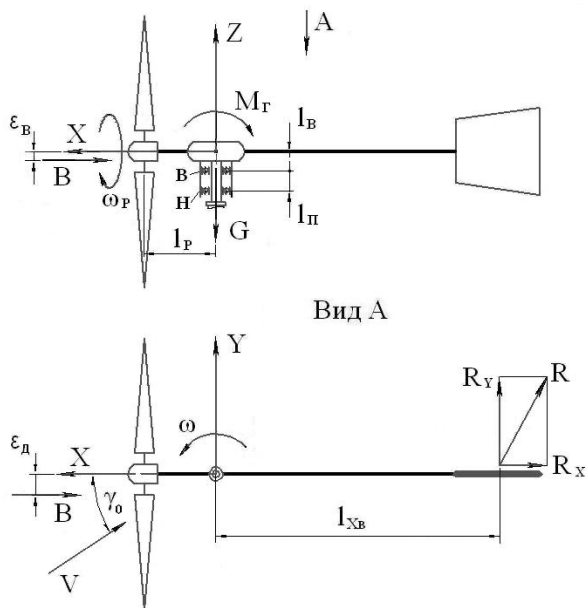
$$J_{\Gamma} \cdot \frac{d^2\gamma}{dt^2} = \sum M_Z, \quad (1)$$

де  $J_{\Gamma}$  – момент інерції гондоли відносно осі її повороту (осі  $Z$ );  $\gamma$  – кут повороту ротора;  $\sum M_Z$  – алгебраїчна сума моментів, що діють на ротор та елементи гондоли в процесі орієнтації ротора за напрямком повітряного потоку відносно осі її повороту.

Розглянемо схему сил, що діють на ротор та елементи гондоли в процесі орієнтації ротора за напрямком повітряного потоку (рис. 1), та проаналізуємо сили, що входять у вираз (1).

$$\sum M_Z = M_B + M_{X_6} + M_P - M_{\Gamma} - M_{T_p} - M_D, \quad (2)$$

де  $M_B$  – поворотний момент від сили лобового тиску;  $M_{X_6}$  – поворотний момент від аеродинамічних сил, що діють на флюгерну площину хвоста;  $M_P$  – реактивний момент;  $M_{\Gamma}$  – гіроскопічний момент;  $M_{T_p}$  – момент від сил тертя в опорно-поворотному пристрої;  $M_D$  – момент демпфування.



**Рис. 1.** Схема сил, що діють на ротор та елементи гондоли в процесі орієнтації ротора в напрямку повітряного потоку.

Розглянемо вищенаведені моменти та сили, що привели до їх виникнення.

Поворотний момент від сили лобового тиску спричиняється зміщенням центру лобового тиску відносно центру ротора при набіганні повітряного потоку під кутом  $\gamma$  до площини ротора. Дане питання було детально розглянуто в [6] та отримано вираз  $M_B$ . Тоді, з урахування того, що в даному випадку відсутнє зміщення осі ротора відносно осі повороту, будемо мати:

$$M_B = \frac{\pi}{4} \rho k C_T V^2 R^3 (\gamma_0 - \gamma) \cos^3 (\gamma_0 - \gamma),$$

де  $\gamma_0$  – кут набігання повітряного потоку на ротор при зміні напрямку вітру (або кут відхилення ротора від напрямку повітряного потоку при зміні напрямку вітру);  $\rho$  – питома густина повітря;  $C_T$  – коефіцієнт лобового тиску;  $k \cong 0,0015$ , якщо кут  $\gamma$  задається в градусах;  $V$  – швидкість повітряного потоку;  $R$  – радіус ротора.

З урахуванням значень  $\rho, k, C_T$  (для  $\gamma$  у радіанах) вираз для поворотного моменту від сили лобового тиску набуде вигляду:

$$M_B = 0,075 V^2 R^3 (\gamma_0 - \gamma) \cos^3 (\gamma_0 - \gamma). \quad (3)$$

Поворотний момент від аеродинамічних сил, що діють на флюгерну площину хвоста, створюється складовою  $R_y$  від сумарної аеродинамічної сили  $R$ , яка виникає при набіганні повітряного потоку на площину хвоста під кутом  $(\gamma_0 - \gamma)$ . Для виразу  $M_{X\epsilon}$  використаємо наступну залежність [7]:

$$M_{X\epsilon} = \frac{1}{2} k_C F_{X\epsilon} l_{X\epsilon} \rho (\gamma_0 - \gamma) V^2 \times \left( 1 - k_{X\epsilon} \sin \left( \frac{\pi}{\chi} (\gamma_0 - \gamma) \right) \right)^2,$$

де  $k_C$  – тангенс кута нахилу прямої  $C_y$  для вибраного типу флюгерної площини хвоста;  $F_{X\epsilon}$  – площа флюгерної площини хвоста;  $l_{X\epsilon}$  – відстань від осі обертання гондоли до центру тиску аеродинамічних сил на флюгерну площину хвоста;  $k_{X\epsilon}$  – коефіцієнт зменшення швидкості повітряного потоку в зоні флюгерної площини внаслідок затінення її площиною ротора;  $\chi$  – граничний кут, при якому ще діє ефект затінення флюгерної площини.

Кут  $\chi$  розраховується за таким виразом [7]:

$$\chi = \arctg \frac{R}{l_P + l_{X\epsilon}},$$

де  $l_P$  – відстань від осі обертання гондоли до центру ротора.

З урахуванням величини  $\rho$  запишемо вираз для поворотного моменту від аеродинамічних сил, що діють на флюгерну площину хвоста:

$$M_{X\epsilon} = 0,63 k_C F_{X\epsilon} l_{X\epsilon} (\gamma_0 - \gamma) V^2 \times \left( 1 - k_{X\epsilon} \sin \left( \frac{\pi}{\chi} (\gamma_0 - \gamma) \right) \right)^2. \quad (4)$$

Реактивний момент наявний у конструкціях вітроустановок з вертикальним валом. Такий тип конструкцій у даний час практично відсутній, тому можна прийняти  $M_P = 0$ .

Гіроскопічний момент становить:

$$M_{\Gamma} = J_P \cdot \omega_P \cdot \omega, \quad (5)$$

де  $J_P$  – момент інерції ротора, вала ротора та інших з'єднаних з валом ротора елементів;  $\omega_P$  – кутова швидкість обертання ротора;  $\omega$  – кутова швидкість обертання гондоли.

Введення гіроскопічного моменту в рівняння (1) є одним із принципів моментів, тоді як ряд авторів вважають його несуттєвим та ігнорують [4, 7, 8].

Момент від сил тертя в опорно-поворотному пристрої складається з наступних складових моментів:

$$M_{Tp} = (M_{Tp})_B + (M_{Tp})_{M_{\Gamma}} + (M_{Tp})_G + (M_{Tp})_{R_X}, \quad (6)$$

де  $(M_{Tp})_B$  – момент тертя від сили лобового тиску на ротор;  $(M_{Tp})_{M_{\Gamma}}$  – момент тертя від дії гіроскопічного моменту;  $(M_{Tp})_G$  – момент тертя від маси гондоли;  $(M_{Tp})_{R_X}$  – момент тертя від складової  $R_X$  аеродинамічної сили, що діє на флюгерну площину хвоста.

При розрахунку моменту тертя від сили лобового тиску на ротор у загальному випадку потрібно враховувати зміщення центру тиску у вертикальній площині в напрямку обертання ротора на величину  $\varepsilon_B$ . Оскільки величина даного зміщення незначна, то нею можна знехтувати. Тоді вираз для  $(M_{Tp})_B$  прийме такий вигляд:

$$(M_{Tp})_B = B \left( f_B r_B \frac{l_B + l_{\Pi}}{l_{\Pi}} + f_H r_H \frac{l_B}{l_{\Pi}} \right),$$

де  $B = \frac{\pi}{2} \rho C_T V^2 R^2 \cos^2(\gamma_0 - \gamma)$  – сила лобового тиску на ротор;  $f_B$  та  $f_H$  – коефіцієнти тертя у верхньому та нижньому підшипниках;  $r_B$  та  $r_H$  – середні значення радіусів верхнього та нижнього підшипників;  $l_{\Pi}$  – відстань між підшипниками;  $l_B$  – відстань від верхнього підшипника до осі обертання ротора.

Зазвичай верхній та нижній підшипник встановлюються в опорно-поворотному при-

строї одного типорозміру, тобто можна записати, що  $f_B = f_H = f$  та  $r_B = r_H = r$ . З урахуванням даних припущень вираз для  $(M_{Tp})_B$  набуде такого вигляду:

$$(M_{Tp})_B = \frac{\pi}{2} \rho C_T V^2 R^2 \cos^2(\gamma_0 - \gamma) \times f r \left( \frac{2l_B + l_{\Pi}}{l_{\Pi}} \right).$$

Відповідно з урахуванням значень  $\rho$ ,  $C_T$  момент тертя від сили лобового тиску на ротор складе:

$$(M_{Tp})_B = 1,74 V^2 R^2 \cos^2(\gamma_0 - \gamma) f r \left( \frac{2l_B + l_{\Pi}}{l_{\Pi}} \right).$$

Момент тертя від маси гондоли буде становити:

$$(M_{Tp})_G = G \cdot f \cdot r,$$

де  $G$  – маса гондоли, що включає масу ротора, хвоста та інших конструктивних елементів гондоли.

В загальному випадку центр маси гондоли не співпадає з центром її обертання, але у конструктивних схемах орієнтації з допомогою хвоста величина зміщення незначна і нею нехтують.

Момент тертя від дії гіроскопічного моменту складає:

$$(M_{Tp})_{M_{\Gamma}} = \frac{M_{\Gamma}}{l_{\Pi}} (f_B r_B + f_H r_H) = \frac{2M_{\Gamma}}{l_{\Pi}} f r.$$

З урахуванням виразу для гіроскопічного моменту вираз для моменту тертя від його дії набуде такого вигляду:

$$(M_{Tp})_{M_{\Gamma}} = \frac{2J_P \omega_P \omega}{l_{\Pi}} f r.$$

Момент тертя від складової  $R_X$  аеродинамічної сили, що діє на флюгерну площину хвоста, незначний у порівнянні з іншими моментами тертя, і ним також можна знехтувати, тобто:

$$(M_{Tp})_{R_X} = 0.$$

Підставимо отримані вирази для  $(M_{Tp})_B$ ,  $(M_{Tp})_{M_{\Gamma}}$ ,  $(M_{Tp})_G$ ,  $(M_{Tp})_{R_X}$  у вираз (6) та запишемо в кінцевому вигляді формулу для розра-

хунку моменту від сил тертя в опорно-поворотному пристрої:

$$M_{Tp} = 1,74V^2R^2 \cos^2(\gamma_0 - \gamma) f r \times \left( \frac{2l_B + l_{II}}{l_{II}} \right) + \frac{2J_P \omega_P \omega}{l_{II}} f r + G f r. \quad (7)$$

Момент демпфування у загальному випадку має вираз:

$$M_D = (M_D)_{X_6} + (M_D)_P + (M_D)_{II},$$

де  $(M_D)_{X_6}$  – момент демпфування хвоста;  $(M_D)_P$  – момент демпфування ротора;  $(M_D)_{II}$  – момент демпфування додаткових пристроїв.

Момент демпфування хвоста знаходиться з виразу [7]:

$$(M_D)_{X_6} = 0,5 k_O \rho F_{X_6} \omega^2 l_{X_6}^3,$$

де  $k_O$  – коефіцієнт лобового опору вибраного типу флюгерної площини хвоста.

Момент демпфування ротора в конструкціях вітроустановок із системами орієнтації ротора за допомогою хвоста значно менший від моменту демпфування хвоста, а тому допустимо прийняти  $(M_D)_P = 0$ . Також необхідно зауважити, що в даних системах орієнтації ротора використання додаткових пристроїв демпфування практично не зустрічається, і для спрощення приймемо  $(M_D)_{II} = 0$ .

З урахуванням прийнятих допущень та числового значення  $\rho$  вираз для моменту демпфування можна записати так:

$$M_D = (M_D)_{X_6} = 0,63 k_O F_{X_6} \omega^2 l_{X_6}^3. \quad (8)$$

Як зазначалося вище, рівняння (1) описує рух ротора за напрямком повітряного потоку при зміні напрямку вітру. Розкриємо праву частину даного диференціального рівняння, підставимо замість моментів  $M_B$ ,  $M_{X_6}$ ,  $M_G$ ,  $M_{Tp}$ ,  $M_D$  вирази (3), (4), (6), (7), (8) та отримаємо рівняння (1) у наступному вигляді:

$$J_G \cdot \frac{d^2\gamma}{dt^2} = 0,075V^2R^3(\gamma_0 - \gamma)\cos^3(\gamma_0 - \gamma) - 0,63k_OF_{X_6}\omega^2l_{X_6}^3 + 0,63k_CF_{X_6}l_{X_6} \times (\gamma_0 - \gamma)V^2 \left( 1 - k_{X_6} \sin\left(\frac{\pi}{\chi}(\gamma_0 - \gamma)\right) \right)^2 - J_P\omega_P\omega - Gfr - 1,74V^2R^2\cos^2(\gamma_0 - \gamma) \times \left( \frac{2l_B + l_{II}}{l_{II}} \right) fr - \frac{2J_P\omega_P\omega}{l_{II}} fr. \quad (9)$$

Дане рівняння є вихідною математичною моделлю, що дозволяє отримати рівняння кутової швидкості гондоли вітроустановки в залежності від швидкості повітряного потоку  $V$ , що набігає на ротор, кута відхилення ротора від напрямку повітряного потоку та ряду конструктивних параметрів. При цьому необхідно зауважити, що дана математична модель базується на відповідних допущеннях. Частина цих допущень була проаналізована вище. Крім цього, необхідно обумовити інші допущення, а саме:

– кутова швидкість обертання ротора  $\omega_P$  в процесі установаження ротора в напрямку повітряного потоку залишається незмінною, оскільки час орієнтації ротора за напрямком повітряного потоку значно менший від часу, що обумовлює суттєве зниження обертів ротора;

– коефіцієнт лобового тиску  $C_T$  є незмінним і у відповідності з теорією Бетца для номінального режиму складає  $C_T = \frac{8}{9}$ ;

– відстань від осі обертання гондоли до центру тиску аеродинамічних сил на флюгерну площину хвоста залишається незмінною. У загальному випадку центр тиску зміщується, але величина даного зміщення складає декілька відсотків відстані від осі обертання гондоли до центру тиску аеродинамічних сил, тобто даним зміщенням можна знехтувати.

Для отримання аналітичного виразу для кутової швидкості орієнтації ротора за напрямком повітряного потоку при зміні напрямку вітру використаємо таке перетворення [9]:

$$\frac{d^2\gamma}{dt^2} = \frac{1}{2} \cdot \frac{d\omega^2}{d\gamma}. \quad (10)$$

З урахуванням виразу (10) запишемо диференціальне рівняння (9) у наступному вигляді:

$$\frac{J_{\Gamma}}{2} \cdot \frac{d\omega^2}{d\gamma} = C_B (\gamma_0 - \gamma) \cos^3 (\gamma_0 - \gamma) - C_{T_B} \times \cos^2 (\gamma_0 - \gamma) - C_{\Gamma} \omega - C_{T_G} + C_{X_6} (\gamma_0 - \gamma) \times \left( 1 - k_{X_6} \sin \left( \frac{\pi}{\chi} (\gamma_0 - \gamma) \right) \right)^2 - C_D \omega^2 - C_{T_{\Gamma}} \omega, \quad (11)$$

де  $C_B = 0,075 V^2 R^3$ ;  $C_{T_B} = 1,74 V^2 R^2 \left( \frac{2l_B + l_{II}}{l_{II}} \right) f r$ ;

$$C_{\Gamma} = J_P \omega_P; C_{T_G} = G f r; C_{T_{\Gamma}} = \frac{2 J_P \omega_P}{l_{II}} f r;$$

$$C_{X_6} = 0,63 k_C F_{X_6} l_{X_6} V^2; C_D = 0,63 k_O F_{X_6} l_{X_6}^3.$$

Для отримання рівняння кутової швидкості орієнтації ротора в напрямку повітряного потоку при зміні напрямку вітру проінтегруємо вираз (11) та отримуємо:

$$\frac{1}{2} J_{\Gamma} \omega^2 = C_B D_B + C_{X_6} D_{X_6} - C_{\Gamma} \omega \gamma - C_D \omega^2 \gamma - C_{T_{\Gamma}} \omega \gamma - C_{T_B} D_{T_B} - C_{T_G} \gamma + C_0, \quad (12)$$

де

$$D_B = \frac{1}{36} \cos 3(\gamma_0 - \gamma) + \frac{3}{4} \cos(\gamma_0 - \gamma) - (1 + \gamma) \left( \frac{1}{12} \sin 3(\gamma_0 - \gamma) + \frac{3}{4} \sin(\gamma_0 - \gamma) \right);$$

$$D_{T_B} = \frac{1}{2} \gamma - \frac{1}{4} \sin 2(\gamma_0 - \gamma);$$

$$D_{X_6} = \frac{1}{4} k_{X_6}^2 \gamma^2 + \gamma_0 \left( \gamma + k_{X_6}^2 - \frac{1}{2} \right) - 2 \cos \left( \frac{\pi}{\chi} (\gamma_0 - \gamma) \right) \left( \gamma_0 k_{X_6} \frac{\chi}{\pi} + \gamma \frac{\chi}{\pi} \right) - \frac{1}{8} k_{X_6}^2 \frac{\chi^2}{\pi^2} \cos \left( \frac{2\pi}{\chi} (\gamma_0 - \gamma) \right) + \sin \left( \frac{\pi}{\chi} (\gamma_0 - \gamma) \right) \left( \gamma k_{X_6} \frac{\chi}{\pi} - 2 k_{X_6} \frac{\chi^2}{\pi^2} \right) + \frac{1}{4} k_{X_6}^2 \gamma \frac{\chi}{\pi} \sin \left( \frac{2\pi}{\chi} (\gamma_0 - \gamma) \right).$$

Для визначення вільного члена можливі два варіанти:

– початок відліку кута  $\gamma$  співпадає з віссю  $X$ , тоді  $\omega=0$  при  $\gamma=0$ ;

– початок відліку кута  $\gamma$  співпадає з напрямком швидкості вітру, тоді відповідно  $\omega=0$  при  $\gamma=\gamma_0$ .

Оскільки гондола вітроустановки починає свій рух від осі  $X$ , то перший варіант ближче відповідає фізичному процесу, що проходить у системі, тоді вираз для  $C_0$  набуде такого вигляду:

$$C_0 = C_{T_B} (D_{T_B})_0 - C_B (D_B)_0 - C_{X_6} (D_{X_6})_0,$$

$$\text{де } (D_{T_B})_0 = -\frac{1}{4} \sin 2\gamma_0;$$

$$(D_B)_0 = \frac{1}{36} \cos 3\gamma_0 + \frac{3}{4} \cos \gamma_0 - \left( \frac{1}{12} \sin 3\gamma_0 + \frac{3}{4} \sin \gamma_0 \right);$$

$$(D_{X_6})_0 = \gamma_0 \left( k_{X_6}^2 - \frac{1}{2} \right) - 2\gamma_0 k_{X_6} \frac{\chi}{\pi} \cos \left( \frac{\pi}{\chi} \gamma_0 \right) - \frac{1}{8} k_{X_6}^2 \frac{\chi^2}{\pi^2} \cos \left( \frac{2\pi}{\chi} \gamma_0 \right) - 2k_{X_6} \frac{\chi^2}{\pi^2} \sin \left( \frac{\pi}{\chi} \gamma_0 \right).$$

При цьому необхідно зауважити, що коефіцієнти  $C_B$ ,  $C_{T_B}$  та  $C_{X_6}$  розраховуються для конкретної величини швидкості вітру, а коефіцієнти  $D_B$ ,  $D_{T_B}$ ,  $D_{X_6}$  та  $(D_B)_0$ ,  $(D_{T_B})_0$ ,  $(D_{X_6})_0$  для конкретного відхилення ротора від напрямку повітряного потоку.

З рівняння (12) можна отримати аналітичний вираз для  $\omega$  для розрахунку втрат при орієнтації ротора за напрямком повітряного потоку. Оскільки даний вираз буде надто громіздким, тому більш доцільним є розрахунок числових значень  $\omega$  з певним інтервалом кута  $\gamma$  і подальший розрахунок втрат за виразом, наведеним в [3], та гіроскопічних навантажень у лопатях та інших елементах конструкції вітроустановки [4, 5].

**Висновки.** 1. Удосконалено математичну модель орієнтації ротора з урахуванням гіроскопічного моменту, що виникає у процесі орієнтації ротора за напрямком повітряного потоку.

2. Отримано рівняння для розрахунку швидкостей орієнтації ротора в залежності від швидкостей вітру, кута відхилення ротора від напрямку повітряного потоку і ряду конструктивних параметрів системи орієнтації ротора, що дозволяє визначити енергетичні втрати та гіроскопічні на-

вантаження на елементи конструкції вітроустановки в процесі орієнтації ротора.

1. Кудря С.О., Пенелов О.В., Ціцікан Р.М. Сучасний стан розвитку вітроенергетики в світі // Матеріали XI Міжнародної науково-практичної конференції «Відновлювана енергетика XXI століття». – АР Крим, смт. Миколаївка, 13 – 17 вересня 2010 року. – С. 118 – 120.

2. Кудря С.А., Кузнецов Н.П., Сахно Б.Г. Опыт использования ветровых электрических установок в Украине // Альтернативная энергетика и экология. – 2011. – № 8. – С. 50 – 53.

3. Головка В.М., Коханевич В.П., Шихайлов М.О. Аналіз систем орієнтації ротора вітроустановки малої потужності // Відновлювана енергетика. – 2015. – № 2. – С. 55 – 60.

4. Фатеев Е. М. Ветро двигатели. – Л.: ВИМЭ, 1946. – 244 с.

5. GERMANISCHER LLOYD: Vorschriften und Richtlinien, Teil 1 Windenergie, Richtlinien für die Zertifizierung von Windenergieanlagen. – К. 1-10. – 1993 mit Ergänzung 1994 (German).

6. Головка В.М., Коханевич В.П., Шихайлов М.О., Марченко Н.В. Вплив параметрів системи орієнтації ротора з використанням конструктивної схеми підпружиненого хвоста на статичні характеристики вітроустановки // Відновлювана енергетика. – 2015. – № 3. – С. 30 – 39.

7. Мосалев В.Ф. Об изгибе упругой лопасти гироскопическим моментом при ориентации поворотной головки ветродвигателя на ветер хвостом // Труды ВНИИЭМ. – 1970. – Т. № 34. – С. 78 – 93.

8. Кузьо І.В., Корендій В.М. Динаміка систем орієнтації вітроколес // Вісник Нац. ун-ту «Львівська політехніка». – 2012. – № 730: Динаміка, міцність та проектування машин і приладів. – С. 51 – 57.

9. Федотов В.Е. Исследование работы ветродвигателя с ветроколесом за башней, кандидатская диссертация, ЭНИН АН СССР, 1953.

#### REFERENCES

1. Kudrya S.O., Pepelov O.V., Tsitsikan R.M. The current state of development of wind power in the world // Proceedings of the XI International Scientific Conference «Renewable energy XXI century». – Crimea, smt. Mykolayivka, 13 – 17 September 2010. – P. 118 – 120.

2. Kudrya S.O., Kuznetsov M.P., Sakhno B.G. Experience of using wind power plants in Ukraine // Alternative energy and ecology. – 2011. – № 8. – P. 50 – 53.

3. Golovko V.M., Kokhanievych V.P., Shykhailov M.O. Rotor orientation system analysis of a low capacity wind turbine // Renewable Energy. – 2015. – № 2. – P. 55 – 60.

4. Fateev E.M. Wind turbines. – L.: VIME, 1946. – 244 p.

5. GERMAN LLOYD: Regulations and directives, Part 1 Wind energy, Guidelines for the certification of wind energy installations. – К. 1 – 10. – 1993 with addition 1994 (German).

6. Golovko V.M., Kokhanievych V.P., Shykhailov M.O., Marchenko N.V. The effect of rotor orientation system parameters with a spring-loaded tail constructive scheme over

static characteristics of the wind turbines // Renewable Energy. – 2015. – № 3. – P. 30 – 39.

7. Mosaliev V.F. On the bending of an elastic blade with a gyroscopic moment when the rotating head of a windmill is oriented to the wind with a tail // Proceedings of VNIIEP. – 1970. – Т. No. 34. – P. 78 – 93.

8. Cousin I.V., Korendiy V.M. Dynamics of orientation wind wheels // Journal of Nat. Univ «Lviv Polytechnic». – 2012. – № 730: Dynamics, strength and design of machines and devices. – P. 51 – 57.

9. Fedotov V.E. Research of wind turbine operation with a wind wheel behind the tower, Ph.D. thesis, ENIN of the USSR Academy of Sciences, 1953.

**В.М.Головка**, докт.техн.наук, **В.П.Коханевич**, канд.техн.наук, **Н.А.Шихайлов** (Институт возобновляемой энергетики НАН Украины, Киев)

#### Математическая модель системы ориентации ротора ветроустановки флюгерной плоскостью

Усовершенствована математическая модель системы ориентации ротора с учетом гироскопического момента. Получены уравнения для расчета скоростей ориентирования ротора в зависимости от скорости ветра, угла отклонения ротора от направления воздушного потока и конструкционных параметров системы ориентации ротора. Библ. 9, рис. 1.

**Ключевые слова:** ветроэнергетика, ветроустановка, ориентация ротора, флюгерная плоскость.

**Holovko V.**, prof., dokt.tekhn.nauk, **Kokhanievych V.**, kand.tekhn.nauk, **Shykhaylov M.** (Institute of Renewable Energy National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv)

#### The mathematical model of the system of orientation of the rotor of the wind turbine by a weathervane plane

The mathematical model of the rotor orientation system is improved with allowance for the gyroscopic moment and equations are obtained for calculating the rotor orientation speeds as a function of wind speed, the angle of the rotor deviation from the direction of the air flow, and the structural parameters of the rotor orientation system. References 9, figures 1.

**Keywords:** wind power, wind turbine, rotor orientation, weathervane plane.

#### SYNOPSIS

In certain criteria for the design of low-power wind turbines should consider them on the one side as an energy object that needs most effectively use the energy of the wind flow, and the other side as a high risk, requiring ensure reliable operation of the installation during its service life.

For orientation of the rotors with plane orientation energy losses during orientation of rotor depends on the angular speed of orientation rotor, rotor deflection others. On the other side of the rotor angular velocity orientation affects the gyroscopic,

inertial and other loading in the blade, in accordance determines the lifetime of the blade and wind turbine as a whole.

Today the mathematical models of the orientation systems of the rotor in the direction of air flow, taking into account a number of parameters and system performance orientation of the rotor. It is necessary to take into account the continuous improvement of designs of wind turbines rotor orientation, which requires amending the already proven mathematical models of wind turbines rotor orientation, and some assumptions in making mathematical models can dramatically change the picture of the physical process.

In this paper an improved mathematical model based orientation rotor gyroscopic torque that occurs during orientation of the rotor in the direction of air flow. This mathematical model allows to obtain an equation for calculating the velocity of the orientation of the rotor depending on the wind speeds, the angle of deflection of the rotor from the direction of air flow and a number of system design parameters orientation of the rotor, which in turn allows to identify energy losses and gyroscopic loads on structural elements of wind turbines in process orientation rotor.

Стаття надійшла до редакції 23.05.17

Остаточна версія 23.08.17

УДК 621.519.2

**П.Ф.Васько**<sup>1</sup>, докт.техн.наук, **А.П.Вербовий**<sup>2</sup>, канд.техн.наук, **С.Т.Пазич**<sup>3</sup> (Інститут відновлюваної енергетики НАН України, Київ)

### Реалізація стохастичної двопараметричної моделі поздовжньої складової швидкості вітру для задач вітроенергетики

*Розроблено реалізацію стохастичної моделі поздовжньої складової швидкості вітру для використання в сучасних математичних пакетах. Моделювання поривів швидкості вітру здійснено шляхом генерування двох послідовностей випадкових величин. Розподіл амплітуд поривів підпорядкований нормальному закону, а тривалості поривів – закону Пуассона. Бібл. 24, табл. 2, рис. 5.*

**Ключові слова:** вітротурбіна, вітер, випадкова величина, модель, порив вітру, швидкість вітру.

Orcid: <sup>1</sup>0000-0001-8807-7173; <sup>2</sup>0000-0003-2838-6032; <sup>3</sup>0000-0002-6310-9842

**Вступ.** При розв'язанні науково-технічних задач, пов'язаних із проектуванням, дослідженням робочих режимів, оптимізацією параметрів, техніко-економічним обґрунтуванням використання вітроенергетичних установок (ВЕУ) різного призначення широкого вжитку набуло математичне моделювання процесів перетворення енергії вітрового потоку в механічну енергію обертового руху, теплову та електричну енергію. Дослідження режимів роботи складових частин ВЕУ та установки в цілому потребує застосування адекватних моделей зміни швидкості вітру в часі відповідно до постановки задачі. Динаміка механічних процесів ВЕУ моделюється нелінійним диференціальним рівнянням руху обертових частин [1, 2]:

$$J \frac{d\omega}{dt} = M(v(t), \omega, \beta) - \sum M_c(\omega), \quad (1)$$

де  $\omega$  – кутова швидкість обертання валу вітротурбіни;  $J$  – сумарний момент інерції всіх обертових мас, приведений до валу вітротурбіни;  $t$  – поточний час;  $v(t)$  – залежність швидкості вітру від часу;  $\beta$  – кут повороту лопаті вітротурбіни;  $M(v(t), \omega, \beta)$  – момент, що розвиває вітротурбіна;  $\sum M_c(\omega)$  – сумарний момент опору від сил тертя і навантаження.

Момент, що розвиває вітротурбіна, істотно залежить від швидкості вітру, тому точність, з якою задається  $v(t)$ , впливає на результати мо-