김일성종합대학학보 JOURNAL OF **KIM IL SUNG** UNIVERSITY
(자연과학) (NATURAL SCIENCE)
주체106(2017)년 제63권 제8호 Vol. 63 No. 8 JUCHE106(2017).

처짐제한과 처짐곡률의 가정밑에서 수평풍력타빈날개의 주골조두께결정의 한가지 방법

김 남 철

경애하는 최고령도자 **김정은**동지께서는 다음과 같이 말씀하시였다.

《현시대는 과학기술의 시대이며 과학기술의 발전수준은 나라의 종합적국력과 지위를 규정하는 징표로 됩니다.》(《조선로동당 제7차대회에서 한 중앙위원회사업총화보고》 단행본 38페지)

풍력타빈날개는 운영과정에 날개에 작용하는 항공력학적짐들과 중력, 원심짐들에 의하여 구부림과 자름 및 틀음변형이 있게 된다. 여기서 날개의 기본구부림변형들로서는 회전면밖으로의 구부림변형과 회전평면내의 구부림변형들이다. 이때 회전평면내에서의 구부림변형은 날개의 구조적특성과 작용하는 짐들의 측면에서 볼 때 회전평면밖으로의 구부림변형에 비해 매우 작기때문에 구조세기계산에서 무시하게 된다.[1－3]

론문에서는 회전면밖으로의 구부림변형과 함께 회전평면내의 구부림변형을 고려하여 ㅁ형주골조의 두께를 결정하는 방법을 제기하였다.

1. ㅁ형주골조의 두께를 결정하는 방법

1) 날개자름면의 특성들

풍력타빈날개에 리용되는 날개의 자름면은 그림 1과 같다.

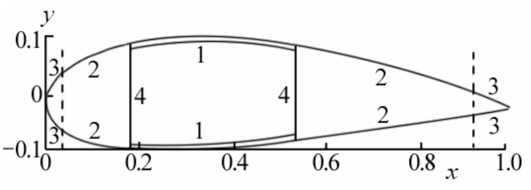

그림 1. 날개의 자름면도
1－주골조, 2, 3－프로필을 보장하는 부분, 4－자름륵골

그림 1에서 보는바와 같이 날개자름면은 날개의 기본짐받이부분인 주골조과 앞모서리와 뒤모서리의 프로필을 보장하는 부분, 자름륵골로 되여있다.

날개는 한쪽이 강하게 고정된 가늘고 긴 돌출보로 볼수 있으므로 변형이 상대적으로 작다고 가정한다면 베르누이－오일레르의 리론을 적용할수 있다.

그림 2에서와 같이 정해진 날개기본자리표계와 주자리표계에서 다음의 관계식이 성립된다.

$$-\frac{d^2 v}{dz^2}=\frac{M_x}{EI_x}=\frac{d\theta_x}{dz},\quad -\frac{d^2 u}{dz^2}=\frac{M_y}{EI_y}=\frac{d\theta_y}{dz} \tag{1}$$

자리표원점은 날개자름면의 탄성중심에 있다.

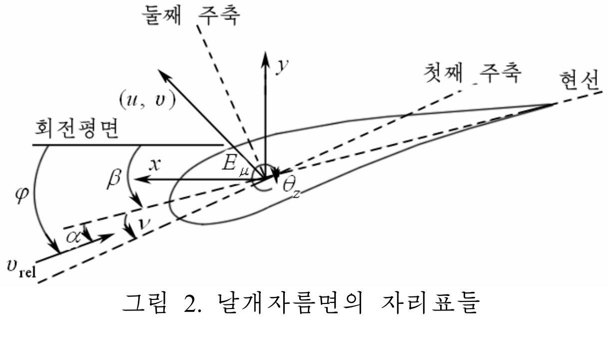

그림 2. 날개자름면의 자리표들

날개자리표계와 주자리표계사이의 변환행렬에 의하여 웃식의 특성량들은 다음과 같이 표시할수 있다.

$$\begin{bmatrix} M_{x'} \\ M_{y'} \end{bmatrix} = R_{\theta_z} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \end{bmatrix}, \quad R_{\theta_z} = \begin{bmatrix} \cos\theta_z & \sin\theta_z \\ -\sin\theta_z & \cos\theta_z \end{bmatrix}, \quad \theta_z = \beta + \nu$$

따라서 식 (1)은 다음과 같이 변형될수 있다.

$$EI_{x'} = \frac{M_{x'}}{d\theta_{x'}/dz}, \quad EI_{y'} = \frac{M_{y'}}{d\theta_{y'}/dz}$$

$$EI_{x'} = EI_x - EI_{xy}\tan\nu, \quad EI_{y'} = EI_y - EI_{xy}\tan\nu, \quad \nu = \frac{1}{2}\tan^{-1}\left(\frac{2EI_{xy}}{EI_x - EI_y}\right) \tag{2}$$

여기서 E는 날개길이방향의 재료탄성결수, u, υ, θ_x, θ_y는 각각 x, y방향의 처짐과 처짐각, ν는 날개자리표계와 주자리표계사이의 각, β는 날개의 꼬임각, θ_z는 z방향의 처짐각, M_x, M_y는 x, y축주위에로의 구부림모멘트이며 EI_x, EI_y, EI_{xy}는 구부림억세기들로서 $EI_x = \int_A Ey^2 dA$, $EI_y = \int_A Ex^2 dA$, $EI_{xy} = \int_A Exy dA$와 같다.

웃식의 면적적분은 선적분으로 표시할수 있다. 즉 $dA = hds$, $ds = \sqrt{1 + \left(\frac{dy(x)}{dx}\right)^2} dx$.

날개자름면의 매 부분의 두께를 각각 h_1, h_2, h_3, h_4라고 하고 c를 날개현의 길이라고 할 때 무차원결수 $a_i = \frac{h_i}{c}$, $i = 1, \cdots, 4$, $x_1 = \frac{x}{c}$, $y_1 = \frac{y}{c}$, $ds_1 = \frac{ds}{c}$를 도입하면 날개자름면의 특성량들은 다음과 같이 표시된다.[1]

$$A_0 = c^2 \sum_i \int_i \mathrm{sgn}(y_1) y_1 dx_1, \quad m = c^2 \sum_i a_i \rho_i \int_i ds_1, \quad EA = c^2 \sum_i a_i E_i \int_i ds_1$$

$$ES_x = c^3 \sum_i a_i E_i \int_i y_1 ds_1, \quad ES_y = c^3 \sum_i a_i E_i \int_i x_1 ds_1$$

$$EI_x = c^4 \sum_i a_i E_i \int_i y_1^2 ds_1, \quad EI_y = c^4 \sum_i a_i E_i \int_i x_1^2 ds_1, \quad EI_{xy} = c^4 \sum_i a_i E_i \int_i x_1 y_1 ds_1 \tag{3}$$

$$x_{EA} = \frac{ES_y}{EA}, \quad y_{EA} = \frac{ES_y}{EA}$$

2) 회전면밖으로의 날개의 처짐형태

날개뿌리부($R = 0$)에서 처짐과 처짐각이 령이므로 회전면밖으로의 날개의 처짐곡선이 다음과 같은 다항식으로 표시된다고 하자.

$$\upsilon = az^3 + bz^2 \tag{4}$$

이때 경계조건으로서 날개끝단에서 처짐제한 $\upsilon|_{z=R} = \upsilon_R$를 준다.

그밖의 경계조건은 $\left.\frac{d^2\upsilon}{dz^2}\right|_{z=R} = -\left.\frac{M_x}{EI_x}\right|_{z=R} = 0$, $\left.\frac{d^3\upsilon}{dz^3}\right|_{z=R} = Q|_{z=R} = 0$과 같다.

일반적으로 대형풍력타빈들에서 날개끝단의 처짐 υ_R는 $0.05R \sim 0.07R$의 범위에서 설정한다.

경계조건을 고려하면 처짐곡선방정식의 결수들은 다음과 같이 결정된다.

$$a=\frac{\psi-2\chi}{R^2},\ b=\frac{3\chi-\psi}{R},\ \psi=3f\chi,\ \chi=\frac{\upsilon_R}{R}=0.06$$

따라서 날개의 매 자름면에서의 처짐과 곡률을 결정할수 있다.

3) 회전평면내에서의 날개의 처짐형태

날개뿌리부($R=0$)에서 처짐과 처짐각이 령이므로 회전평면내에서의 날개의 처짐곡선이 다음과 같은 다항식으로 표시된다고 하자.

$$u=cz^2 \tag{5}$$

일반적으로 대형풍력타빈들에서 날개의 처짐곡률을 $\frac{d^2u}{dz^2}=k$로 설정한다.

이로부터 회전평면내에서의 날개의 처짐형태를 결정하면 다음과 같다.

$$u=\left(\frac{k}{2}\right)z^2$$

4) 날개에 작용하는 짐들

풍력타빈날개에 작용하는 기본짐들로서는 항공력학적짐들과 중력, 원심짐들이다.

z_1위치에 작용하는 이러한 짐들에 의하여 z위치의 날개자름면에 작용하는 모멘트들은 다음과 같이 표시할수 있다.

$$\vec{M}(z)=\int_z^R \vec{r}(z,\ \ z_1)\times\vec{P}(z_1)dz_1,\ \ \vec{P}(z)=\vec{P}_a(z)+\vec{P}_g(z)+\vec{P}_c(z),\ \ \vec{r}(z,\ \ z_1)=\begin{bmatrix}u(z_1)-u(z)\\ \upsilon(z_1)-\upsilon(z)\\ z_1-z\end{bmatrix} \tag{6}$$

여기서 $\vec{P}_a(z),\ \vec{P}_g(z),\ \vec{P}_c(z)$는 각각 항공력학적짐들과 중력, 원심짐들로서

$$\vec{P}_a(z)=\begin{bmatrix}p_{ax}(z)\\ p_{ay}(z)\\ p_{az}(z)\end{bmatrix},\quad \vec{P}_g(z)=\begin{bmatrix}\sin\theta\\ 0\\ \cos\theta\end{bmatrix}m(z)g,\ \ \vec{P}_c(z)=\begin{bmatrix}0\\ 0\\ 1\end{bmatrix}m(z)\Omega^2 z$$

이고 θ는 날개의 회전각(날개가 수직선우에 있을 때 $\theta=0$), Ω는 날개의 회전각속도이며 항공력학적짐들은 날개운동량리론에 의하여 결정할수 있다.

따라서 $a_2,\ a_3$이 주어진 경우 식 (2), (3)을 리용하여 근사적으로 아래의 식을 얻을수 있다.

$$a_1=\frac{EI_x\ /c^4-\sum_2^3 a_iE_i\int_i y_1^2ds_1-a_4E_4\left(\int_1 y_1^2ds_1-\tan\nu\int_1 x_1y_1ds_1\right)}{E_1\left(\int_1 y_1^2ds_1-\tan\nu\int_1 x_1y_1ds_1\right)}$$

$$a_4=\frac{EI_y\,/c^4-\sum_2^3 a_iE_i\int_i x_1^2ds_1-a_1E_1\left(\int_1 x_1^2ds_1+\tan\nu\int_1 x_1y_1ds_1\right)}{E_1\left(\int_1 x_1^2ds_1+\tan\nu\int_1 x_1y_1ds_1\right)}$$

우의 식을 필요한 정확도가 얻어질 때까지 반복하여 $a_1,\ a_4$를 구할수 있다. 즉 날개의 매 자름면에서 ㅁ형골조의 기본짐받이부분과 자름륵골의 두께를 결정할수 있다.

2. 계 산 결 과

정격바람속도가 11m/s, 회전자직경이 5.3m, 프로필형이 NACA4415, 정격고속성이 5인 10kW수평풍력타빈의 날개에 대하여 수값실험을 진행하였다.

선행연구결과에 기초하여 회전면밖으로의 날개끝처짐은 $0.06R = 0.159\text{m}$, 회전면내에서의 날개처짐곡률은 $\frac{d^2u}{dz^2} = 0.048$, $a_2 = a_3 = 0.005$, a_1, a_2의 초기값들은 각각 0.005로 가정하였다.

날개의 재료상수들은 다음과 같다.

주골조에서는 $E_1 = 37\text{GPa}$, 날개앞모서리와 뒤모서리부분에서는 $E_2 = E_3 = 30\text{GPa}$, 자름특골에서는 $E_4 = 15\text{GPa}$, 자름탄성결수 G는 2.3GPa, 재료의 밀도는 $1\,800\text{kg/m}^3$이다.

계산순서는 다음과 같다.

① a_1, a_4의 초기값과 a_2, a_3, 날개끝단에서의 처짐 v_R와 곡률 $\frac{d^2u}{dz^2} = k$를 가정한다.

② 처짐형태함수 (4), (5)를 리용하여 매 자름면에서의 처짐곡률 $\frac{d^2v}{dz^2}$, $\frac{d^2u}{dz^2}$들을 결정한다.

③ 방정식 (1), (6)을 리용하여 매 자름면에 작용하는 모멘트 M_x와 구부림억세기 EI_x를 결정한다.

④ 방정식 (2)를 리용하여 날개자리표계와 주자리표계사이의 각 ν와 주자리표계에서의 $M_{x'}$와 $EI_{x'}$를 결정한다.

⑤ 방정식 (7), (8)을 리용하여 a_1과 a_2의 새로운 값 a_1', a_2'들을 결정한다.

⑥ $\frac{|a_1' - a_1|}{|a_1|} > 0.001$과 $\frac{|a_4' - a_4|}{|a_4|} > 0.001$이면 ①－⑤의 순서를 반복한다.

우의 계산도식에 의하여 결정된 매 자름면에서 ㅁ형골조의 두께는 표와 같다.

표. 날개의 자름면별에 따르는 ㅁ형골조의 두께

자름면번호	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
반경/m	0.640	0.823	1.005	1.188	1.371	1.554	1.737	1.919	2.102	2.285	2.468	2.650
$h_1 = a_1 \cdot c$	0.005 5	0.005 2	0.004 9	0.004 6	0.004 4	0.004 2	0.003 9	0.003 7	0.003 4	0.003 0	0.002 5	0.001 7
$h_4 = a_4 \cdot c$	0.023 9	0.022 9	0.021 9	0.021 0	0.020 2	0.019 5	0.018 9	0.018 2	0.017 5	0.016 2	0.013 7	0.010 0

우에서 결정한 자름면별 두께를 가진 날개에 대한 정적해석을 ANSYS10.0을 리용하여 진행하고 설정한 날개끝처짐값과 비교분석한 결과 정격바람속도 11m/s에서 회전면밖으로의 날개의 최대변위는 날개끝단에서 0.135 7m, 회전면내에서의 최대변위는 0.024 9m로서 설정한 값과 각각 14.6, 11.2%의 상대오차를 가진다.

따라서 설정한 문제의 타당성을 확증하게 된다.

참 고 문 헌

[1] M. O. L. Hansen; Aerodynamics of Wind Turbines, Earthscan, 45～177, 2008.

[2] A. P. Schaffarczyk; Introduction to Wind Turbine Aerodynamics, Springer, 85～90, 2014.

[3] D. Wood; Small Wind Turbines-Analysis, Springer, 77～78, 2011.

주체106(2017)년 4월 5일 원고접수

A Method for Determining the Main Spar Thickness of the Wind Turbine Blade based on Assumption of the Deflection Limit and the Deflection Curvature

Kim Nam Chol

We suggested a method for determining the main spar thickness of the wind turbine blade under the assumption of the deflection limit and the deflection curvature of the blade.

Comparing with a static analysis of 10kW wind turbine blade by ANSYS10.0 we verified the validity of the problem suggested in this paper.

Key words: wind turbine, thickness, blade, deflection