

<論 文>

垂直軸 風力發電機의 解析에 關하여

金光鎬\*\* · 李正五\*

(1979年 3月 13日 接受)

On the Analysis of Vertical-axis Wind Rotor

Kwang-Ho Kim and Chung-Oh Lee

Abstract

Aerodynamic forces acting on a curved blade are computed theoretically taking into account the variation of wind speed over the blade to investigate the performance of a vertical axis wind rotor. It is shown that the rotor does not self start at the rated wind speed without a supplementary starting device and that most of the power output is contributed by the central portion of the rotor, and the use of spoilers for limiting the maximum rotational speed is needed for safety.

It is also shown that provision of skew angle to the blade does not improve the starting characteristics and only reduces the maximum power output. The effects of geometric variables such as skew angle, blade solidity and ratio of the rotor height to diameter are also discussed.

기 호 설 명

A, dA : 날개의 회전면적 및 미소 회전면적  
 b : 날개의 數  
 c : 翼形의 chord  
 C<sub>D</sub> : 풍차의 抗力係數(풍속 V를 기준)  
 C<sub>DD</sub> : 풍차의 抗力係數(속도 V-v<sub>1</sub>를 기준)  
 C<sub>DC</sub> : 풍차의 抗力係數(속도 V-v<sub>1c</sub>를 기준)  
 C<sub>d</sub> : 翼形의 항력계수  
 C<sub>d0</sub> : 揚力이 0 일때의 익형의 항력계수  
 C<sub>l</sub> : 익형의 양력계수  
 C<sub>N</sub> : 수직력 계수  
 C<sub>P</sub> : 풍차의 출력계수  
 C<sub>Q</sub> : 풍차의 토크계수  
 C<sub>T</sub> : 회전력 계수  
 D, dD : 풍차의 전체 항력 및 미소 항력  
 h : 높의 比

P : 풍차의 출력  
 p<sub>∞</sub> : 날개 주위의 압력(대기압)  
 p : 날개 바로 앞에서의 압력  
 Δp : 날개 앞 뒤의 압력差  
 Q : 풍차의 회전 토크  
 q : 상대속도가 가지는 動壓(dynamic pressure)  
 R : 날개의 반경  
 r : 축에서 날개의 특정한 곳까지 반경방향 거리  
 V : 불어 오는 바람의 속도  
 v<sub>1</sub> : 날개를 지나면서 생기는 풍속의 감소량  
 v<sub>1c</sub> : 반복계산을 위한 v<sub>1</sub>의 초기치  
 v<sub>1t</sub> : y=0에서의 v<sub>1</sub>  
 v<sub>2</sub> : 날개를 지나고 난 후의 충분히 먼 곳에서의 풍속의 감소량  
 y, dy : 날개에서 특정한 部分의 높이 및 미소 높이  
 α : 迎角(angle of attack)  
 β<sub>1t</sub> : 속도比 v<sub>1t</sub>/V  
 δ : 날개의 경사각

\*正會員, 韓國科學院 機械工學科

\*\*韓國科學技術研究所, 機械工學部

- $\theta$ : 날개의 방위각
- $\lambda$ : 날개의 形狀比
- $\eta$ : 풍차의 효율
- $\rho$ : 공기의 밀도
- $\phi$ : 날개의 설치각
- $\omega$ : 회전 角速度

I. 序 論

최근에 擡頭된 에너지 파동과 關하여 풍력 발전의 有用性이 재 인식되고 세계 여러 나라에서 風力發電에 關한 연구가 활발히 추진되고 있다.<sup>1)-7)</sup>

風力發電은 年間 평균 풍속이 큰 島嶼 지방이나 山間지역의 電力 공급에 有用하며 우리나라에서는 1974년부터 韓國 科學院에서 이에 대한 연구가 수행되었고, 1977년도에 3.5Kw의 風力 발전기를 설계, 제작하여 현재 서해의 도서 지역에 설치, 운전중에 있다.<sup>8),9)</sup>

垂直軸 風力發電機(Vertical-Axis Wind Rotor)는 일반적으로 알려진 프로펠라형 풍력발전기 보다 기계적으로 간단한 구조를 가지며 바람의 방향에 關係 없이 作動되고 설치에 편리하다는 利點을 갖고 있고 전체적인 효율도 프로펠라형 풍력발전기와 거의 비슷한 것으로 報告되고 있다.<sup>1),3)</sup>

垂直軸風車의 대표적인 理論 연구로서 NRC(캐나다)의 연구보고<sup>1)</sup>는, 풍차의 날개를 지날 때의 바람의 속도가 날개 회전면 전체에 걸쳐서 일정하다고 假定하여 風車의 出力係數 및 抗力係數를 求하고 날개의 특성을 나타내는 變數들의 변화가 풍차의 효율에 주는 영향을 규명하였다. 그러나, 날개 回轉面을 지나는 바람의 속도는 실제로 일정할 수 없기 때문에 NRC 報告의 이론 결과는 근사적인 것으로, 실험 결과와 잘 맞지 않고 出力과 抗力이 실제보다 크게 예측되고 있다.

그러므로 본 연구에서는 실제와 가까운 假定을 導入하여, 날개를 지날 때의 바람의 속도가 날개의 높이에 따라 변화한다고 생각하고 날개

회전면에서의 風速分布를 求하고 날개에 작용하는 抗力 및 토오크에 關한 式을 유도하여 그 분포를 날개의 방위각 및 높이에 따라 계산하였다. 한편 날개의 회전角速度의 변화에 따른 풍차 날개의 토오크를 계산하여 수직축 풍차의 始動特性을 규명하였고 날개의 특성을 나타내는 變數들의 변화가 풍차의 효율 및 始動特性에 주는 영향을 검토하였다.

垂直軸 風力發電에 대해서는 그동안 많은 實驗이 行해졌으므로<sup>2),3)</sup> 여기서는 보다 精確한 理論的 解析만을 試圖하였고, 이 이론결과는 실험 결과와 만족할만한 一致를 보이고 實際의 設計에 有用한 資料를 提供한다.

II. 理論的 考察

수직축 풍차의 날개 모양은 Fig. 1과 같고 그 形狀은 다음과 같다.<sup>1)</sup>

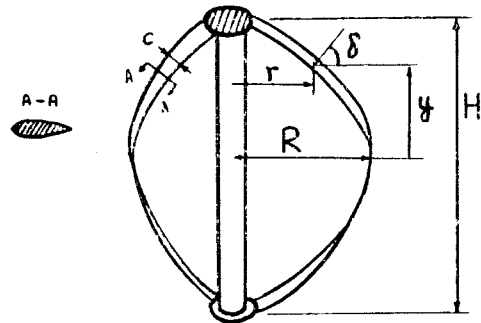


Fig. 1. Curved blade of vertical axis wind generator.

$$\frac{r}{R} = 1 - \left(\frac{y}{\lambda R}\right)^2 \tag{1}$$

여기에서  $\lambda$ 는 形狀比( $\lambda = H/2R$ )이고 날개는  $y=0$ 에 대해서 上下 대칭형이다. 날개의 경사각  $\delta$ 와 회전면적  $A$ 는 각각 다음과 같이 표시된다.

$$\delta = \tan^{-1} \left( \frac{2}{\lambda} \cdot \frac{y}{\lambda R} \right) \tag{2}$$

$$A = \frac{8}{3} \lambda R^2 \tag{3}$$

풍차에서의 바람의 流動狀態는 Fig. 2와 같다. 풍차 날개를 向해서 불어오는 바람의 속도  $V$ 가 날개를 지나면서  $v_1$ 만큼 減少하여  $V-v_1$ 으로 되

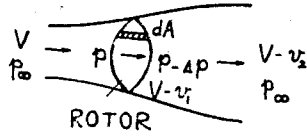


Fig. 2. Flow past wind-rotor.

고 날개를 지난 다음에도 계속 감소되어  $V-v_2$ 로 된다. ( $v_2 > v_1$ )

날개 회전면전후에 운동량理論을 적용하면

$$\Delta P \cdot dA = \rho dA (V-v_1) \{V - (V-v_2)\}$$

따라서

$$\Delta P = \rho (V-v_1) v_2 \quad (4)$$

날개의 앞과 뒤에서 Bernoulli 式을 적용하면

$$P_\infty + \frac{1}{2} \rho V^2 = P + \frac{1}{2} \rho (V-v_1)^2$$

$$(P - \Delta P) + \frac{1}{2} \rho (V-v_1)^2 = P_\infty + \frac{1}{2} \rho (V-v_2)^2$$

따라서

$$\Delta P = \frac{1}{2} \rho \{V^2 - (V-v_2)^2\} \quad (5)$$

식 (4)와 (5)로부터

$$v_1 = \frac{1}{2} v_2 \quad (6)$$

그러므로 미소면적  $dA$ 에 작용하는 항력  $dD$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$dD = 2 \rho dA (V-v_1) v_1 \quad (7)$$

회전하고 있는 날개 요소에서 본 相對速度를 서로 垂直한 두개의 성분으로 나눈다. 그 중 하나는 날개 요소의 길이 방향의 성분(tangential component)이고 또 하나는 날개 요소의 翼形斷面과 같은 평면위에 놓인 성분(normal component)이다 (Fig. 3 참조). 이때 접선방향의 성분은 날개 요소에 대하여 아무런 空氣力學的인 힘을 나타내지 못하고 이에 직각방향의 성분(normal component)만이 날개 요소에 대해서 공기역학적인 힘을 나타낸다고 假定한다.

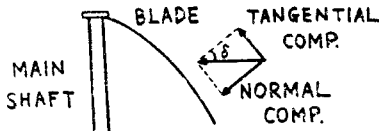


Fig. 3. Velocity diagram.

Fig. 4에서 다음과 같이 係數를 정의하자.

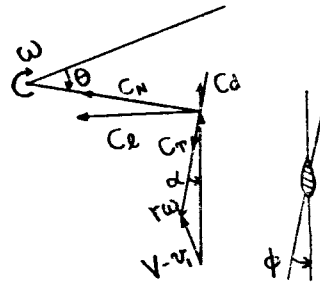


Fig. 4. Forces acting on a blade element.

$$C_N = C_l (\alpha - \phi) \cos \alpha + C_d (\alpha - \phi) \sin \alpha, \quad (8)$$

$$C_T = C_l (\alpha - \phi) \sin \alpha - C_d (\alpha - \phi) \cos \alpha \quad (9)$$

여기서  $C_N$ 은 垂直力 係數,  $C_T$ 는 回轉力 係數,  $C_l (\alpha - \phi)$ ,  $C_d (\alpha - \phi)$ 는 받음각  $\alpha - \phi$ 에서의  $C_l$  및  $C_d$  값 그리고  $\phi$ 는 날개의 設置角이다. 설치각은 翼形이 밖으로 向할 때를 正의 方向으로 한다.

날개 요소에 작용하는 수직력  $dN$  및 회전력  $dT$ 는 다음과 같다. (Fig. 4, 5 참조)

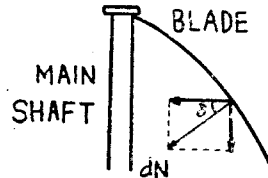


Fig. 5. Force diagram.

$$dN = C_N q c \frac{dy}{\cos \delta}$$

$$dT = C_T q c \frac{dy}{\cos \delta}$$

여기에서  $q$ 는 날개 요소에서 본 바람의 상대속도 ( $V-v_1$ 과  $r\omega$ 의 벡터 합성성분)가 갖는 動壓이다. (식 (13) 참조)

따라서,

$$dD = dN \cos \delta \sin \theta - dT \cos \theta$$

$$= qc \left( C_N \sin \theta - C_T \frac{\cos \theta}{\cos \delta} \right) dy \quad (10)$$

여기에서  $\theta$ 는 풍차축에 대한 날개의 방위각,  $dy$

는 날개요소의 높이이다.

풍차 회전면에서 반경  $r$ , 높이  $dy$ 의 미소면적 (Fig. 2에서 빗금친 부분) 前後의 속도변화에 의해서 생기는 힘은 식 (7)로부터 다음과 같다.

$$dD = 2\rho (2r dy) (V - v_1) v_1 \quad (11)$$

이것을 식 (10)과 같게 놓으면

$$qc(C_N \sin \theta - C_T \frac{\cos \theta}{\cos \delta}) = 4\rho r (V - v_1) v_1 \quad (12)$$

Fig. 3 및 4에서

$$q = \frac{1}{2} \rho (r\omega)^2 \left\{ \left( 1 + \frac{V - v_1}{r\omega} \cos \theta \right)^2 + \left( \frac{V - v_1}{r\omega} \sin \theta \cos \delta \right)^2 \right\} \quad (13)$$

수직축 풍력 발전기의 定常運轉狀態에서는

$$\frac{V - v_1}{r\omega} \ll 1$$

그러므로 다음과 같이 생각할 수 있다.

$$q \cong \frac{1}{2} \rho (r\omega)^2$$

그러면 식 (12)에서  $v_1$ 과  $r$ 의 관계는 다음과 같다.

$$r \propto (V - v_1) v_1 \quad (14)$$

여기에서  $v_1$ 의 높이에 따른 변화를 다음과 같이 線型的 關係로 假定한다.

$$v_1 = v_{1t} \left( 1 - \frac{y}{\lambda R} \right) \quad (15)$$

위의 식에서  $v_{1t}$ 는  $y=0$ 에서의  $v_1$ 의 값이고 속도 비  $R\omega/V$ 에 따라서 다른 값을 갖게 된다. 이 假定의 타당성은 아래와 같다.

식 (1)에 의해서 식 (14)의 관계는 다음과 같이 된다.

$$1 - \left( \frac{y}{\lambda R} \right)^2 \propto \left\{ \frac{V}{v_{1t}} - \left( 1 - \frac{y}{\lambda R} \right) \right\} \left( 1 - \frac{y}{\lambda R} \right)$$

또는

$$1 + \frac{y}{\lambda R} \propto \frac{V}{v_{1t}} - 1 + \frac{y}{\lambda R}$$

날개를 지나는 바람의 속도가 날개의 높이에 따라 변하지 않고 일정하다고 할 때에는  $v_{1t} = v_1$ 으로 되고  $V/v_{1t} = 3$ 일 때 풍차는 최대의 효율을 낸다<sup>9)</sup>. 그리고 날개를 지날 때의 바람의 속도가 0가 되는 경우  $v_{1t}$ 는 최대값을 가지며 그 값은  $V$ 이다. 즉  $V/v_{1t} = 1$ 이다. 그러므로 날개를 지날 때의 바람의 속도가 날개의 높이에 따라 변

화할 때에는 속도비가 이들의 중간값인  $V/v_{1t} \cong 2$ 라고 볼 수 있고 또한 이것은 수치 계산의 결과와도 일치하고 있다. 따라서 이러한 假定이 식 (14)의 관계를 만족시킴을 알 수 있다. 결국 식 (15)에 의해서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$V - v_1 = V - v_{1t} \left( 1 - \frac{y}{\lambda R} \right)$$

식 (1), (11) 및 (15)에서

$$dD = 4\rho R (1 - h^2) \{ V - v_{1t} (1 - h) \} v_{1t} (1 - h) dy \quad (16)$$

여기에서  $h$ 는  $\lambda R$ 에 대한 높이 ( $y$ )의 비이다.

$$(h = y/\lambda R)$$

풍차 날개가 받는 전체抗力  $D$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} D &= \int_{-\lambda R}^{\lambda R} dD \\ &= 8\rho R \lambda R \int_0^1 (1 - h^2) \{ V - v_{1t} (1 - h) \} \\ &\quad \cdot v_{1t} (1 - h) dh \\ &= 8\rho \lambda R^2 (0.4167 V v_{1t} - 0.3 v_{1t}^2) \end{aligned} \quad (17)$$

즉,

$$\frac{1}{6} \frac{D}{\frac{1}{2} \rho \left( \frac{8}{3} \lambda R^2 \right) V^2} = 0.4167 \frac{v_{1t}}{V} - 0.3 \left( \frac{v_{1t}}{V} \right)^2 \quad (18)$$

無次元數인 속도비  $\beta_{1t}$ 와 항력계수  $C_D$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\beta_{1t} = \frac{v_{1t}}{V}, \quad (19)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A V^2} \quad (20)$$

식 (18)을 무차원수로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{1}{6} C_D &= 0.4167 \beta_{1t} - 0.3 \beta_{1t}^2 \\ \beta_{1t} &= \frac{1.39 - \sqrt{1.932 - 2.222 C_D}}{2} \end{aligned} \quad (21)$$

$\beta_{1t}$ 는 0에서 1까지 변화할 수 있으므로 이 범위에서  $C_D$ 의 이론적 최대값이 0.87임을 알 수 있다.

회전하는 날개의 경우  $dD$ 는 일정한 높이  $y$ 에서 날개의 방위각에 따라서 변하게 된다. 따라서 그 값들의 평균값을 그 높이에서의  $dD$ 로 본다. 전체抗力  $D$ 는 이 평균값을  $y$ 의 全範圍에 걸쳐서 積分을하여 얻는다.

$$D = \frac{b}{2\pi} \int_{y=-\lambda R}^{\lambda R} \int_{\theta=0}^{2\pi} q c (C_N \sin \theta - C_T \frac{\cos \theta}{\cos \delta}) d\theta dy$$

$$= \frac{2bc}{2\pi} \lambda R \int_{h=0}^1 \int_{\theta=0}^{2\pi} q (C_N \sin \theta - C_T \frac{\cos \theta}{\cos \delta}) \cdot d\theta dh \quad (22)$$

따라서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$C_D = \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{bc}{R} \int_{h=0}^1 \int_{\theta=0}^{2\pi} \frac{q}{\frac{1}{2} \rho V^2} \cdot (C_N \sin \theta - C_T \frac{\cos \theta}{\cos \delta}) d\theta dh \quad (23)$$

토크계수  $C_Q$  및 출력계수  $C_P$ 를 정의하자.

$$C_Q = \frac{Q}{\frac{1}{2} \rho AV^2 \cdot 2R}, \quad C_P = \frac{P}{P_{\max}} = \frac{Q\omega}{P_{\max}}$$

여기에서  $P_{\max}$ 는 풍차의 이론적인 최대출력이며 그 값은  $\frac{16}{27} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho AV^3$ 이다<sup>8),9)</sup>.

그러므로,

$$C_Q = \frac{3}{8} \cdot \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{bc}{R} \int_{h=0}^1 \int_{\theta=0}^{2\pi} \frac{q}{\frac{1}{2} \rho V^2} \frac{C_T}{\cos \delta} \frac{r}{R} d\theta dh \quad (24)$$

$$C_P = \frac{81}{64} \cdot \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{bc}{R} \cdot \frac{R\omega}{V} \int_{h=0}^1 \int_{\theta=0}^{2\pi} \frac{q}{\frac{1}{2} \rho V^2} \cdot \frac{C_T}{\cos \delta} \frac{r}{R} d\theta dh \quad (25)$$

그리고 풍차의 효율  $\eta$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$\eta = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho AV^3} = \frac{16}{27} C_P$$

## II. 數值計算

식 (13), (15)에서

$$\frac{q}{\frac{1}{2} \rho (V - v_{1c}(1-h))^2} = \left( \frac{r}{R} \frac{R\omega}{V} \frac{1}{1 - \beta_{1c}(1-h)} + \cos \theta \right)^2 + (\sin \theta \cos \delta)^2 \quad (26)$$

따라서 식 (23)은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$C_D = \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{bc}{R} \int_{h=0}^1 \int_{\theta=0}^{2\pi} (1 - \beta_{1c}(1-h))^2 \cdot \left\{ \left( \frac{r}{R} \frac{R\omega}{V} \frac{1}{1 - \beta_{1c}(1-h)} + \cos \theta \right)^2 + (\sin \theta \cos \delta)^2 \right\} (C_N \sin \theta - C_T \frac{\cos \theta}{\cos \delta}) d\theta dh \quad (27)$$

여기에서  $bc/R$ 은 面積比(solidity)를 나타내며 無次元數이다. 係數를 정의하는 다른 식들도 식 (27)에서 처럼 무차원수의 형태로 나타낼 수 있다.

한편 날개를 지날때의 바람의 속도가 날개의 회전면 전체에 걸쳐서 일정하다고 할 때 식 (7)을 날개 회전면 전체에 적용하면 다음과 같이 된다.

$$D = 2 \rho A (V - v_{1c}) v_{1c} \quad (28)$$

여기에서  $v_{1c}$ 는 날개를 지나면서 생기는 풍속의 감소량이다. 항력계수  $C_{DD}$ 를 정의하자.

$$C_{DD} = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A (V - v_{1c})^2} \quad (29)$$

식 (22)를 이용하면 아래와 같이 쓸 수 있다.

$$C_{DD} = \frac{3}{4} \cdot \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{bc}{R} \int_{h=0}^1 \int_{\theta=0}^{2\pi} \frac{q}{\frac{1}{2} \rho (V - v_{1c})^2} \cdot (C_N \sin \theta - C_T \frac{\cos \theta}{\cos \delta}) d\theta dh \quad (30)$$

한편, 식 (13)에서

$$\frac{q}{\frac{1}{2} \rho (V - v_{1c})^2} = \left( \frac{r}{R} \frac{R\omega}{(V - v_{1c})} + \cos \theta \right)^2 + (\sin \theta \cos \delta)^2 \quad (31)$$

그러므로

$$C_{DD} = 4 \left( \frac{V}{V - v_{1c}} - 1 \right),$$

$$\frac{V}{V - v_{1c}} = 1 + \frac{1}{4} C_{DD} \quad (32)$$

따라서

$$C_{DC} = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho AV^2} = C_{DD} \left( \frac{V - v_{1c}}{V} \right)^2$$

$$= \frac{C_{DD}}{\left( 1 + \frac{1}{4} C_{DD} \right)} \quad (33)$$

식 (33)에서 求한  $C_{DC}$  값을 初期値로 하여 식 (21)에서  $\beta_{1c}$  값을 구하고 이  $\beta_{1c}$  값을 사용해서 식 (27)에서  $C_D$  값을 구해서 初期値와 비교한다. 이러한 과정을 反復해서 실제의  $C_D$  값을 식 (27)에서 구한다. 그리고 이 때의  $\beta_{1c}$  값으로 나머지 계수들의 값을 求하였다.

계수들 定義하는 式에 포함되어 있는 변수들 중에서  $bc/R$ ,  $\beta_{1c}$ ,  $R\omega/V$  및  $R\omega/(V - v_{1c})$ 를 제외

한 모든 변수들은 날개 요소의 방위각 및 높이의 함수로서, 익형에 작용하는 항공역학적인揚力係數와 抗力係數의 값이 주어지면 數值的으로 계산할 수 있다. 또한 날개 요소에 대한 받음각(迎角)  $\alpha$ 는 다음 과 같다.

$$\alpha = \tan^{-1} \left\{ \frac{(V-v_1) \sin \theta \cos \delta}{r\omega + (V-v_1) \cos \theta} \right\}$$

$$= \tan^{-1} \left\{ \frac{\sin \theta \cos \delta}{\frac{r}{R} \frac{R\omega}{V} \frac{1}{1-\beta_{1i}(1-h)} + \cos \theta} \right\} \quad (34)$$

$\alpha$ 는 날개에서 본 바람의 상대속도벡터가 날개 회전체 표면에 대해 접선방향일 때 0으로 하고 날개가 바람이 불어오는 면을 진행할 때 생기는 받음각을 正의 방향으로 한다. (Fig. 4 참조) 설치각  $\phi$ 는 翼形의 chord가 날개회전의 접선방향으로 놓여 있을 때 0으로 하고 翼形의 leading edge가 접선방향에서 날개 회전체 밖으로 향할 때 正의 방향으로 한다. (Fig. 4 참조) 그리고 날개의 설치각이 있는 경우는 그에 따라 받음각을 수정해야 한다.

계수의 계산에 필요한 積分은 다음과 같이 하였다. 풍차 날개의 回轉體를 방위각과 높이에 대해 각각 같은 간격으로 나눈다. 그리고 각 要素의 中央에서 식 (30)의  $C_{D0}$  값 및 식 (27)의  $C_D$  값을 계산한다. 식 (27)에서  $h$ 의 변화에 따라 그곳에서의 속도비  $1-\beta_{1i}(1-h)$ 가 변하게 된다. 다시 말해서  $V-v_1=V-v_{1i}(1-h)$ 이므로  $(V-v_1)/V$ 가 날개의 높이에 따라 변하게 된다.

나누어진 要素의 數가 많으면 계산한 값들의

Table 1. NACA 0012 Airfoil Ordinates.

Station	Upper	Lower	Station	Upper	Lower
0	0	0	40	5.8	-5.8
1.25	1.89	-1.89	50	5.29	-5.29
2.5	2.62	-2.62	60	4.56	-4.56
5.0	3.56	-3.56	70	3.66	-3.66
7.5	4.2	-4.2	80	2.62	-2.62
10	4.68	-4.68	90	1.45	-1.45
20	5.74	-5.74	100	0	0
30	6.0	-6.0			

LR=1.58%

算術平均値는 적분을 실제로 수행한 값과 같다고 볼 수 있다. 數值計算에 사용된 翼形은 NACA 0012型이고 그 단면을 Table 1에 나타내었다. 그리고 翼形의 chora는 날개 전체에 걸쳐서 일정한 것으로 하였다.

IV. 結果 및 考察

풍차의 날개를 통과하는 바람의 속도가 날개의 높이에 따라 변화한다고 假定하고 誘導한 계수들의 식을 數值的으로 계산한 결과를 Fig. 6~10 및 Table 2에 나타내었다.

Fig. 6에서  $C_p$ 는  $\phi=0^\circ$ 일 때 가장 크고  $\phi$ 가 커질수록 작아짐을 알 수 있다. 따라서 효율높은 풍차를 設計할 때에는  $\phi=0^\circ$ 로 하는 것이 바람직하다.  $C_p$ 는  $R\omega/V=4.0$ 일 때 最大値를 가지

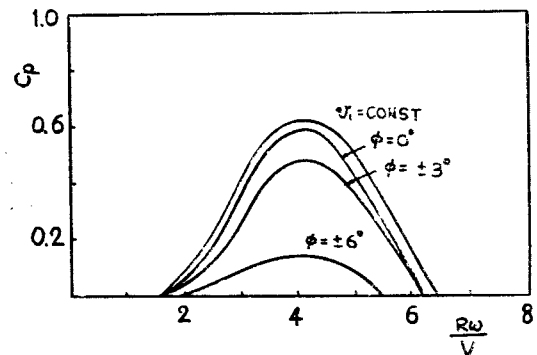


Fig. 6. Effect of blade skew angle on power coefficient. ( $bc/R=0.25, \lambda=1.0, C_{d0}=0.017$ )

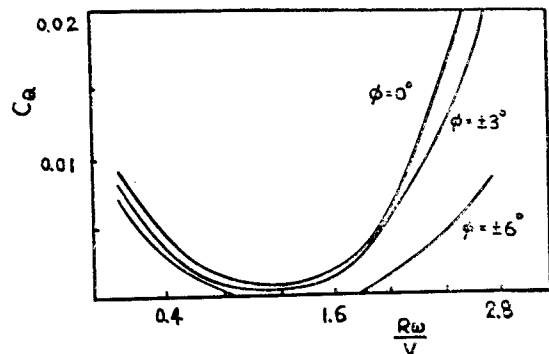


Fig. 7. Effect of blade skew angle on torque coefficient. ( $bc/R=0.25, \lambda=1.0, C_{d0}=0.017$ )

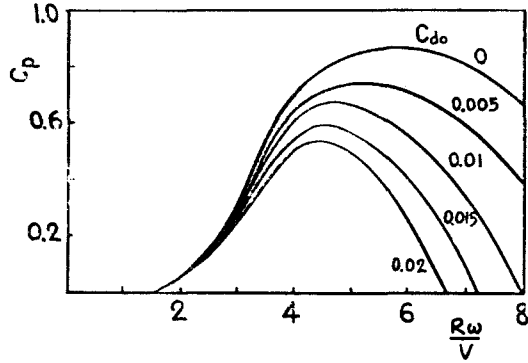


Fig. 8. Effect of blade profile ( $C_{d0}$ ) on power coefficient. ( $\phi=0^\circ$ ,  $bc/R=0.2$ ,  $\lambda=1.0$ ).

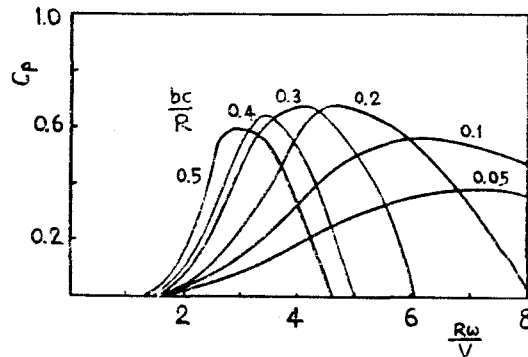


Fig. 9. Effect of blade solidity on power coefficient. ( $\phi=0^\circ$ ,  $\lambda=1.0$ ,  $C_{d0}=0.01$ )

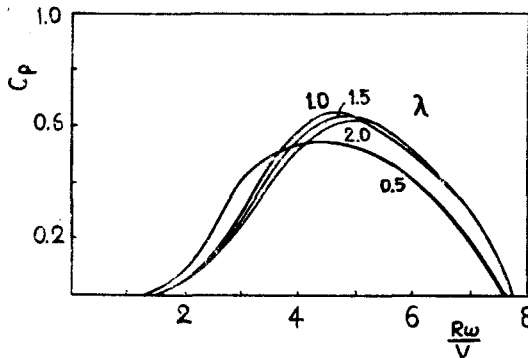


Fig. 10. Effect of Rotor height/Diameter ratio on power coefficient. ( $\phi=0^\circ$ ,  $bc/R=0.2$ ,  $C_{d0}=0.01$ ).

며 그 값은 0.58이다. 또한  $R\omega/V=6.3$  일때  $C_p=0$ 으로 되므로 풍차는 이 이상 가속되지 않음을 알 수 있다. 즉 풍車の 最大 回轉速度가 이 附近이다. 그리고  $v_1=const$ 의 경우보다 전체적

Table 2. Distribution of power output;

$R\omega/V=4.0$ ,  $\phi=0^\circ$ ,  $bc/R=0.25$ ,  $\lambda=1.0$ ,  $C_{d0}=0.017$ .

$h$	$P$ (%)	$h$	$P$ (%)
0.9-1.0	0	0.4-0.5	13.0
0.8-0.9	0.2	0.3-0.4	16.0
0.7-0.8	2.0	0.2-0.3	17.8
0.6-0.7	5.8	0.1-0.2	18.4
0.5-0.6	9.5	0 -0.1	17.3

으로  $C_p$  값이 약간 감소하는데 이는 날개의 끝 부분에서는 출력을 거의 얻지 못하기 때문으로 풀이된다.

Fig. 7에 의하면 풍車の 토오르는 風速  $V$ 가 일정할 때 始動이 된 다음 회전수가 증가함에 따라 점점 감소되어  $R\omega/V=1.1$ 인 곳에서 최소로 되었다가 다시 증가한다. 따라서 토오르의 最小值가 風力發電 시스템 전체의 負荷(전기적 負荷, 기계적 마찰등) 보다 작을 때는 풍차는  $R\omega/V=1.1$ 인 곳까지는 계속 돌지만 더 이상 가속이 되지 않는다. 이러한 경우 補助장치에 의해  $R\omega/V$ 를 어느 정도 증가시켜주면 풍車の 토오르는 다시 커져서 스스로 最大 회전속도까지 가속이 된다. 理論적으로 규명된 수직축풍차의 이러한 始動特性은 발표된 실험결과와 일치하고 있다<sup>3)</sup>. 참고문헌 [3]에 報告된 실험결과에는  $R\omega/V=0.5$ 인 곳까지는 풍車が 보조장치없이 돌지만 더 이상 가속이 되지 않으므로  $R\omega/V=2.6$ 까지 보조장치로 가속시키면 最大回轉速度인  $R\omega/V=8.6$ 인 곳까지 회전한 것으로 報告하고 있다. (이 실험에서는  $\phi=4^\circ$ ,  $bc/R=0.14$ 인 rotor를 사용했다.) 따라서 수직축 풍차의 설계에서는 별도로 보조장치를 부착시켜서 운전하여야 한다. 그리고 이러한 始動特性은 날개에 設置角을 주는 것만으로는 改善이 되지 않음을 알 수 있다.

Fig. 8에서는  $C_{d0}$ 가 작을수록 풍차의 효율이 높아짐을 알 수 있다. 한편  $C_{d0}$ 가 커지면 풍車の 최대 회전속도가 감소되므로 이 점을 이용하여 强風이 불어올 때 풍차가 基準值 이상으로 빨리 도는 것을 막을 수 있다. 즉 바람이 정상적으로 불어올 때는 접혀져 있어 날개의 회전에 저항을 주지 않지만 强風이 불어와서 定해된 속도

이상으로 돌게 되면 원심력에 의해 펼쳐져서 날개의 回轉에 抵抗을 주는 장치를 날개의 中央部에 부착하는 것이 추천된다. 한편  $bc/R=0.2\sim 0.3$  및  $\lambda=1.0$  일때 풍차의 효율이 최대가 됨을 Fig. 9 및 10에서 알 수 있다.

Table 1에서 風車의 出力은 날개의 中央部分에서 많이 얻어지고 兩끝 부분에서 얻어지는 量은 적음을 알 수 있다. 약 2%의 出力減少를 甘受한다면  $h=0.7\sim 1.0$  인 곳에서의 날개를 翼形 斷面으로 하지 않고 단순한 모양으로 만들어 구조적 안정을 期할 수 있다. 그리고 날개 모양은 식 (1)에 표시된 대로 포물선의 형태를 따르기 때문에  $h=0.7\sim 1.0$ 인 곳의 날개 길이는  $h=0\sim 0.1$  범위의 날개 길이의 약 40%에 해당된다.

### V. 結 論

본 研究에서 얻은 결론은 다음과 같다.

1. 수직축 풍차는 始動이 되면서부터 토오크가 점점 감소하므로 필요한 회전수 까지 加速시키기 위해서는 보조장치가 필요하다. 날개에 설치각을 주는 것 만으로는 이러한 始動特性을 改善하지 못한다.
2. 風車 出力의 98%가 날개의 中央部分(전체 길이의 60%)에서 얻어지고 나머지 2%가 끝부분(전체 길이의 40%)에서 얻어진다. 따라서 이 끝 부분을 翼形의 모양에 구애하지 않고 補強하므로써 날개의 구조적 안정에 기여할 수 있다.
3. 風車의 효율은  $\phi=0^\circ$ ,  $bc/R=0.2\sim 0.3$ ,  $\lambda=1.0$ 에서 最大가 되고  $Cd_0$ 가 작을수록 커진다.
4. 날개의 回轉抵抗을 증가시킴으로써 强風에서의 過速回轉을 방지할 수 있다.
5.  $C_D$ 의 理論的 최대치는 약 0.87이다.

### 參 考 文 獻

1. R.J. Templin, "Aerodynamic Performance Theory for the NRC Vertical-Axis Wind Turbine", NRC, NAE LTR-LA-160, National Research Council of Canada, Ottawa, Ontario, June (1974).
2. P. South, R.S. Rangi, "Preliminary Tests of a High Speed Vertical-Axis Windmill Model", NRC, NAE LTR-LA-74, March (1971).
3. P. South, R.S. Rangi, "A Wind Tunnel Investigation of a 14 ft Diameter Vertical-Axis Windmill", NRC, NAE LTR-LA-105, September (1972).
4. Joseph M. Sarino, "A Brief Summary of the Attempts to Develop Large Wind-Electric Generating System in the U.S.", NASA TM X-71605 (1976).
5. Marshal F. Merriam, "Wind Energy for Human Needs", Technology Review, edited at the Massachusetts Institute of Technology, Jan. (1977).
6. Daniel M. Simmons, "Wind Power", Noyes data Corporation (Energy Technology Review No. 6) (1975).
7. Palmer C. Putnam, "Power from the Wind", Van Nostrand Reinhold Company (1974).
8. 이 정오, "풍력 이용에 관한 종합 연구" 과학 기술처 연구 보고서 Code No. STF-74-2 (1975).
9. 이 정오, "풍력 발전 개발연구", 과학기술처 연구 보고서 Code No. STF-76-2 (1977).
10. Ira H. Abbott and Albert E. Von Doenhoff, "Theory of Wing Sections", Dover Publication, Inc. New York (1959).
11. Alfred Gessow, Garry C. Myers, Jr., "Aerodynamics of the Helicopter", Frederick Ungar Publishing Co. New York (1967).