

〈論 文〉

임의 풍향에 있는 수평축 풍력터빈의 성능예측

유 능 수\*

(1994년 10월 25일 접수)

Performance Prediction of the Horizontal Axis Wind Turbine  
in Arbitrary Wind Direction

Neung-Soo Yoo

**Key Words** : Blade(깃), Induced Velocity(유도속도), Power Coefficient(동력 계수), Tip Speed Ratio(깃단 속도비)

Abstract

Up to the present the study on the performance prediction of HAWT was performed mainly by assuming the axial flow. So in this paper we aimed at the fully non-axial flow of HAWT. For this purpose, we defined the wind turbine pitch angle in addition to the yaw angle to specify the arbitrary wind direction. And we adopted the Glauert method as the basic analysis method then modified this method suitably for our goal. By comparing the computational results obtained by this modified new Glauert method with the experimental results, it was proved that our method was a very efficient method. And on the basis of the reliability of this method we considered the effect of all the design parameters and presented the optimum blade geometry and the optimum operating condition to gain the best performance curve.

기 호 설 명

$a$  : 축방향 간섭인자(interference factor)  
 $a'$  : 접선방향 간섭인자  
 $B$  : 회전깃수(blade number)  
 $c$  : 시위 길이(chord)  
 $C_l$  : 양력 계수  
 $C_d$  : 항력 계수  
 $C_p$  : 동력(=P) 계수  
 $C_q$  : 회전력(=Q) 계수  
 $C_x$  : 접선력 계수  
 $C_z$  : 축력 계수  
 $F$  : Prandtl의 깃단 수정인자(tip correction factor)

$R$  : 깃 반경  
 $r$  : 국소 반경(local radius)  
 $t$  : 무차원 시위(=c/R)  
 $(U, V, W)$  : 유입 유동속도의 반경, 접선, 축방향 성분  
 $(U', V', W')$  : 로터에서의 유동속도의 반경, 접선, 축방향 성분  
 $(u, v, w)$  : 유도속도의 반경, 접선, 축방향 성분  
 $V_R$  : 유입유동 합속도  
 $V'_R$  : 로터에서의 합속도  
 $V_\infty$  : 바람 속도  
 $W_1$  : 먼 후류에서의 축방향 속도

그리스문자

$\alpha$  : 유효 양각(effective attack angle)

\*회원, 강원대학교 정밀기계공학과

$\alpha_g$	: 기하학적 양각(geometric attack angle)
$\alpha_i$	: 유도 양각(induced attack angle)
$\beta$	: 코닝각(coning angle)
$\gamma$	: 요각(yawing angle)
$\delta$	: 풍력터빈 피치각(wind turbine pitch angle)
$\eta$	: 무차원 국소반경
$\theta$	: 깃각(blade angle)
$\theta_t$	: 뒤틀림각(twist angle)
$\theta_p$	: 깃 피치각
$\lambda$	: 무차원 바람 속도
$\xi$	: 무차원 접선방향 속도
$\rho$	: 공기 밀도
$\sigma$	: 국소 면적비(solidity)
$\phi$	: 유입각(inflow angle)
$X$	: 깃단 속도비(tip speed ratio)
$\Psi$	: 방위각(azimuth angle)
$\Omega$	: 로터의 회전각 속도
$\omega$	: 로터에서의 유체각 속도

## 1. 서 론

풍력(wind energy)을 전기에너지로 변환하는 장치를 풍력터빈(wind turbine)이라 하는데 이는 프로펠러형의 로터(rotor)를 갖는 로터축이 바람방향과 평행인 수평축 풍력터빈(horizontal axis wind turbine; HAWT)과 다리우스터빈(Darrieus turbine)으로 대표되는 로터축이 바람방향에 수직인 수직축 풍력터빈(vertical axis wind turbine)의 두 가지로 대별되는데 HAWT가 주종을 이루고 있다. 풍력발전에 대한 연구와 개발은 미국과 네덜란드를 비롯하여 캐나다, 덴마크, 영국, 독일, 중국, 일본 등에서 활발하게 이루어지고 있다. 미국의 경우는 미항공우주국(NASA)과 에너지성(DOE)의 주도하에 MW급의 HAWT의 상용화를 실현하였다.

HAWT의 공기역학적 해석방법은 기존의 Propeller나 Helicopter에 적용된 방법들을 수정보완하는 식으로 개발되어 왔으므로 그 종류가 매우 다양하나 대표적인 것들은 아래와 같다. 먼저 운동량 이론(momentum theory)과 깃요소이론(blade element theory)을 결합하여 이에 깃단 손실효과(blade tip loss effect)를 고려한 Glauert방법을 이용한 코드(code)이다.<sup>(1~3)</sup> 이는 방법 자체의 간결함에 비해 HAWT의 총괄적인 성능을 잘 예측하

는 매우 효과적인 방법으로 알려져 있어 HAWT의 성능예측을 위해서 가장 보편적으로 이용되고 있다. 그리고 Gohard에 의해 개발된 와류이론(vortex theory)을 기초로 후류(wake)의 형상을 직접 계산해내는 자유후류 방법<sup>(4)</sup>을 택한 코드가 있는데, 이는 결과는 비교적 우수하나 대단히 많은 시간이 소요된다는 결점을 갖고 있다. 이 결점을 보완하고자 후류의 형상을 계산하는 시간을 단축하기 위한 여러 방법들이 제안되고 있는데 Miller의 고속자유후류(fast free wake)를 채택한 방법,<sup>(5)</sup> Afjeh 등이 개발한 단순 자유후류(simplified free wake)방법<sup>(6)</sup> 등이 그것들이다. 또한 Preuss 등에 의해서 개발된 비정상 포텐셜이론에 의한 해석방법,<sup>(7)</sup> NASA에서 개발한 3차원 포텐셜 압축성유동 해석코드인 WIND<sup>(8)</sup> 등도 대표적인 것들이다. 이들 방법은 대체로 그 등장순서에 따라 수학적 복잡성을 더해가고 있으나 공력학적 성능예측이란 측면에서만 볼 때, 즉 성능예측의 정확도와 계산에 소요되는 시간 등을 비교해 보면, 최근에 개발된 복잡한 방법이 반드시 보다 나은 방법이라 할 수 없다. 지금도 널리 사용되는 Glauert방법이 그 좋은 예이다.

지금까지의 수평축 풍력터빈(HAWT)에 대한 공기역학적 해석은 거의 대부분 바람이 로터축에 평행한 경우, 즉 축유동(axial flow)에 대해서 행하여져 왔다. 그러나 바람의 방향은 수시로 변하므로 설사 로터가 바람 방향으로 향하게 하는 요조정(yaw control)장치가 있다 해도 요에 대한 해석은 필요하며 또한 피칭모멘트(pitching moment)를 야기시키는 상방향 바람(upward wind), 하방향 바람(downward wind)의 영향도 고려하여야 한다. 따라서 본 연구의 목적은 이같은 요와 피치상태에 있는 완전한 비축유동, 즉 가장 일반적인 풍향상태에 있는 풍력터빈의 성능을 예측하는 방법을 제시하는데 있다. 이를 위해서 위에서 언급한 이유로 기존의 Glauert방법을 택하여 본 연구의 목적에 맞게 변환하였다. 계산된 풍력터빈의 성능은 동력계수  $C_p$ (power coefficient)를 깃단속도비(blade tip speed ratio)  $X$ 의 함수로 나타내어 제시하고, 이 결과를 기존의 실험결과들과 비교하여 본 연구에서 개발한 해석법의 신뢰도를 알아보려고 한다. 그리고 이로부터 계산에 대한 신뢰도가 증명되면 풍력터빈의 공력성능에 영향을 미치는 제변수의 영향을 고찰하여 보고자 한다.

## 2. 이론

### 2.1 임의의 풍향에 대한 좌표계와 속도선도

임의의 풍향 및 풍속을 기술하기 위해서 먼저 Fig. 1과 같이 기준 좌표계  $(x, y, z)$ 를 설정한다. 이어서 임의의 풍향을 기술하고자 Fig. 2와 같이 비행기의 경우에 준하여 요각  $\gamma$ 와 풍력터빈 피치각 (wind turbine pitch angle)  $\delta$ 을 정의한다. 그러면 원래  $z$ 방향에 평행한 바람 속도  $\vec{V}_\infty$ 는 요각  $\gamma$ 로 인해 식 (1)과 같이 된다.

$$\vec{V}_\infty = \pm V_\infty \sin \gamma \vec{i} + V_\infty \cos \gamma \vec{k} \quad (1)$$

이어서 요각  $\gamma$ 의 영향과 풍력터빈 피치각  $\delta$ 의 영

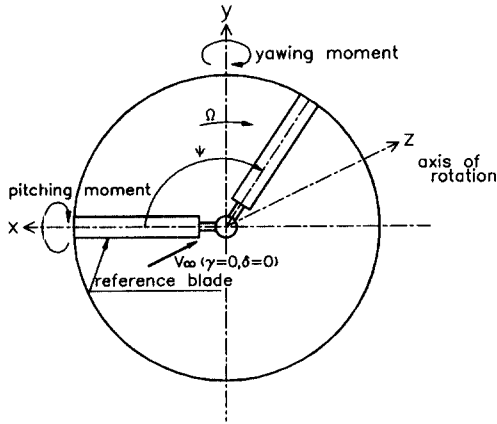


Fig. 1 Reference coordinate system

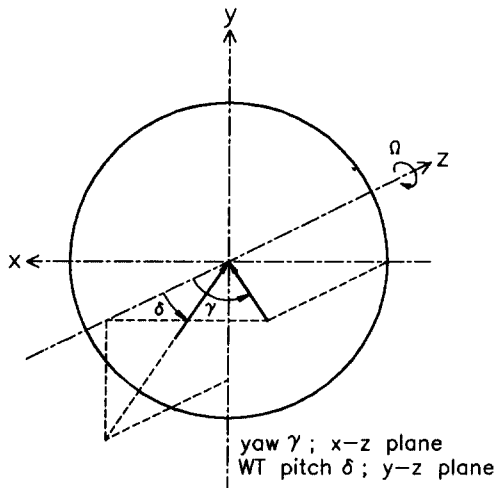


Fig. 2 Definition of yaw and wind turbine pitch angle

향을 함께 고려하면 바람 속도는 식 (2)와 같다.

$$\vec{V}_\infty = \pm V_\infty \sin \gamma \vec{i} \pm V_\infty \cos \gamma \sin \delta \vec{j} + V_\infty \cos \gamma \cos \delta \vec{k} \quad (2)$$

다시 식 (2)에 Fig. 3과 같이 방위각 (azimuth angle)  $\Psi$ 의 영향을 고려하면 유입 합속도  $\vec{V}_R$  ( $V'_x, V'_y, V'_z$ )은 식 (3)과 같다.

$$\begin{aligned} \vec{V}_R &= \vec{V}_\infty + \vec{r} \times \vec{\Omega} \\ &= (\pm V_\infty \sin \gamma \cos \Psi \pm V_\infty \cos \gamma \sin \delta \sin \Psi) \vec{i}' \\ &\quad + (\pm V_\infty \cos \gamma \sin \delta \cos \Psi \mp V_\infty \sin \gamma \sin \Psi \\ &\quad - \Omega r) \vec{j}' + V_\infty \cos \gamma \cos \delta \vec{k}' \end{aligned} \quad (3)$$

식 (3)에 다시 Fig. 4와 같이 코닝각 (coning angle)  $\beta$ 의 영향을 고려하면 결국 갖 고정 좌표계  $(x'', y'', z'')$ 에서  $\vec{V}_R$ 는 식 (4)와 같다.

$$\begin{aligned} \vec{V}_R &= U \vec{i}'' + V \vec{j}'' + W \vec{k}'' \\ &= (\pm V_\infty \sin \gamma \cos \Psi \cos \beta \pm V_\infty \cos \gamma \sin \delta \end{aligned}$$

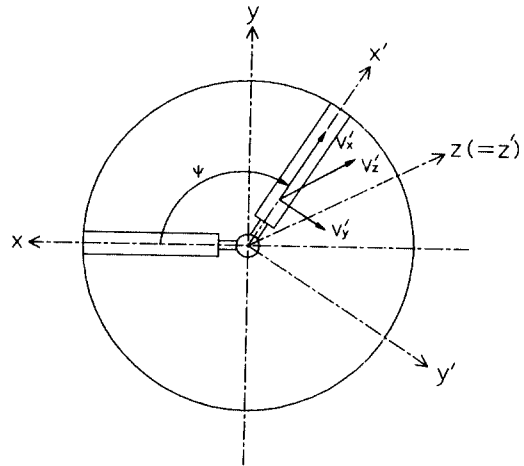


Fig. 3 Effect of azimuth angle

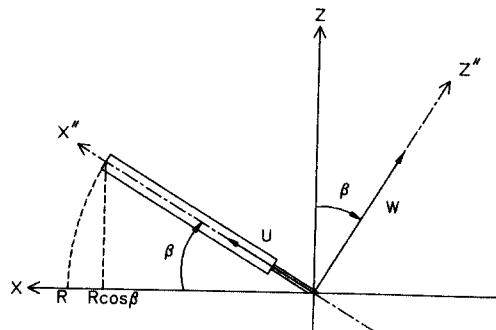


Fig. 4 Effect of coning angle

$$\begin{aligned} & \sin \Psi \cos \beta + V_{\infty} \cos \gamma \cos \delta \sin \beta) \vec{i}'' \\ & + (\pm V_{\infty} \cos \gamma \sin \delta \cos \Psi \mp V_{\infty} \sin \gamma \sin \Psi \\ & - \Omega r \cos \beta) \vec{j}'' + (V_{\infty} \cos \gamma \cos \delta \cos \beta \\ & \mp V_{\infty} \sin \gamma \cos \Psi \sin \beta \mp V_{\infty} \cos \gamma \sin \delta \\ & \sin \Psi \sin \beta) \vec{k}'' \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 힘 성분 계산시 깃 요소는 2차원 익형으로 취급하므로  $U$ 는 무시할 수 있다.

## 2.2 간섭인자 와 깃단 수정인자

풍력터빈의 경우 바람이 로터를 통과하면 축방향 속도는 감소하고 접선방향속도는 증가하게 된다. 이 속도 성분들의 증감분은 아래와 같이 정의되는 간섭인자로 나타낼 수 있다.

먼저 축방향 간섭인자(axial interference factor)  $a$ 는 식 (5)로 정의된다.

$$W' = W(1-a) \quad (5)$$

Glauert 방법은 운동량이론과 깃 요소이론을 결합한 복합이론에다 Prandtl의 양력선이론에 의한 깃단손실을 깃단 수정인자(blade tip correction factor)  $F$ 로써 간접 고려하여 준 방법이다. 여기서 깃단손실은 깃수가 무한 개가 아닌 유한 개이므로 발생하는 반경방향 유동에 의해 깃단에서의 순환(circulation)이 영(zero)이 되는 현상을 말한다. 따라서 이같은  $F$ 를 고려하면 식 (5)는 식 (6)과 같이 된다.

$$\begin{aligned} W' &= W(1-a) \rightarrow W' = W(1-aF) \\ W_1 &= W(1-2a) \rightarrow W_1 = W(1-2aF) \end{aligned} \quad (6)$$

$F$ 를 고려하여 추력(thrust)요소  $dT$ 를 운동량이론으로부터 구해 보면 식 (7)과 같이 된다.

$$\begin{aligned} dT &= d\dot{m}(W - W_1) \\ &= 4\pi r_e \rho W^2 a F (1-aF) dr_e \end{aligned} \quad (7)$$

여기서,  $r_e = r \cos \beta$

한편 깃 요소 이론으로부터  $dT$ 는 Fig. 5로부터 식 (8)과 같이 된다.

$$dT = \frac{1}{2} \rho \frac{(\pm V_{\infty} \cos \gamma \sin \delta \cos \Psi \mp V_{\infty} \sin \gamma \sin \Psi - \Omega r_e)^2 (1+a'F)^2}{\cos^2 \phi} (Bcd r_e) C_{\gamma} r_e \quad (14)$$

여기서,  $C_{\gamma} = C_s \sin \phi - C_a \cos \phi$

그러므로 식 (13), (14)로부터 식 (15)가 얻어진다.

$$\frac{a'F}{1+a'F} = \frac{\sigma C_{\gamma}}{2 \sin^2 \phi} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} dT &= \frac{1}{2} \rho V'^2 C_z e dS \\ &= \frac{1}{2} \rho Bc \frac{W^2 (1-aF)^2}{\sin^2 \phi} C_z \cos \beta dr_e \end{aligned} \quad (8)$$

여기서,  $dS = Bcd r_e$ ,  $C_z = C_i \cos \phi + C_a \sin \phi$ ,  $C_z e = C_z \cos \beta$ ,  $\phi = \tan^{-1} \left| \frac{W'}{V'} \right|$

그러므로 식 (7), (8)로부터 식 (9)를 얻게 된다.

$$\frac{aF}{1-aF} = \frac{\sigma C_z \cos \beta}{4 \sin^2 \phi} \quad (9)$$

여기서,  $\sigma = \frac{Bc}{2\pi r_e}$

이어서 접선방향 간섭인자(tangential interference factor)  $a'$ 는 식 (10)과 같이 정의된다.

$$V' = V(1+a') \quad (10)$$

여기에,  $F$ 를 고려하면 식 (11)과 같이된다.

$$V' = V(1+a'F) \quad (11)$$

유체각 속도는 축유동의 경우  $\omega = 2a'\Omega$ 로 정의되며 이에  $F$ 를 고려하면  $\omega = 2a'F\Omega$ 가 된다. 이 관계로부터 접선방향 속도는  $V$ 이므로 유체각 속도는 식 (12)와 같다.

$$\omega = 2a'F \frac{(\pm V_{\infty} \cos \gamma \sin \delta \cos \Psi \mp V_{\infty} \sin \gamma \sin \Psi - \Omega r_e)}{r_e} \quad (12)$$

$F$ 를 고려하여 운동량 이론으로부터 회전력(torque) 요소  $dQ$ 를 구하면 아래와 같다.

$$\begin{aligned} dQ &= d\dot{m}(\omega r_e - \omega) r_e \\ &= \rho (4\pi r_e^2 dr_e) (\pm V_{\infty} \cos \gamma \sin \delta \cos \Psi \mp V_{\infty} \sin \gamma \\ & \sin \Psi - \Omega r_e)^2 \tan \phi a'F (1+a'F) \end{aligned} \quad (13)$$

그리고 깃 요소 이론으로부터  $dQ$ 는 식 (14)와 같다.

$$dQ = \frac{1}{2} \rho V'^2 C_{\gamma} r_e dS$$

## 2.3 무차원 변수의 정의

모든 물리량들을 무차원화하기 위하여 기준 길이(reference length)로  $R$ 를 기준속도(reference velocity)로  $\Omega R$ 를 택하여 다음의 무차원 변수들을 정의한다.

\* 깃단 속도비 (tip speed ratio) ;  $X = \frac{\Omega R}{V_\infty}$  (16)

\* 국소 반경 (local radius) ;  $\eta_e = \frac{r_e}{R} = \eta \cos \beta$  (17)

\* 시위 (chord) ;  $t = \frac{C}{R}$  (18)

\* 국소 면적비 (local solidity) ;  $\sigma = \frac{Bc}{2\pi r_e}$  (19)

\* 축방향 유입 속도 (axial inflow velocity) ;  

$$\lambda = \frac{W}{\Omega R} = \frac{1}{X} [\cos \gamma \cos \delta \cos \beta + \sin \gamma \cos \Psi \sin \beta + \cos \gamma \sin \delta \sin \Psi \sin \beta]$$
 (20)

\* 접선방향 유입속도 (tangential inflow velocity) ;  $\xi = \frac{V}{\Omega R}$   

$$= \frac{1}{X} [\pm \cos \gamma \sin \delta \cos \Psi \mp \sin \gamma \sin \Psi] - \eta_e$$
 (21)

\* 축방향 유도속도 (axial induced velocity) ;  $w$   

$$\frac{W'}{\Omega R} = \frac{W(1-aF)}{\Omega R} = \lambda(1-aF) = \lambda + w \rightarrow w = -aF\lambda$$
 (22)

\* 접선방향 유도속도 (tangential induced velocity) ;  $v$   

$$\frac{V'}{\Omega R} = \frac{V(1+a'F)}{\Omega R} = \xi(1+a'F) = \xi + v \rightarrow v = a'F\xi$$
 (23)

위와 같이 정의된 무차원 변수로 속도 및 힘선도 (velocity and force diagram)를 그리면 Fig. 5와 같다.

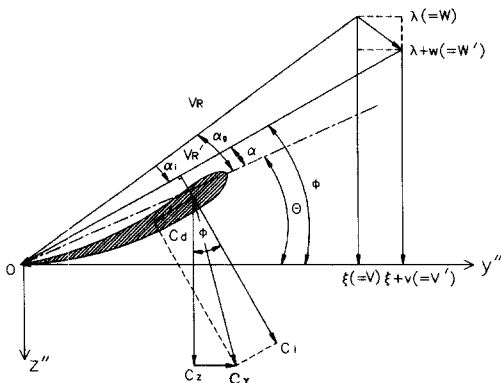


Fig. 5 Velocity and force diagram of glauert method

2.4 계산 방법 및 순서

앞에서 기술한 내용에 따라 HAWT의 성능을 나타내는  $C_p$ 를 구하는 계산 방법을 계산 순서에 입각하여 기술하면 아래와 같다.

\*  $\phi = \tan^{-1} \frac{\lambda + w}{\xi + v}$  (24)

\*  $\alpha, C_t, C_d, C_y, C_z$   
 $\alpha = \phi - \theta$   
 $C_t = C_t(\alpha), C_d = C_d(\alpha)$  (25)

\*  $\sigma = \frac{Bc}{2\pi r_e} = \frac{Bt}{2\pi \eta_e}$  (26)

\* 깃단 수정인자  $F$ 를 구하는 공식은 여러 학자에 의해 제시되었다. 여기서는 식 (27)과 같은 Prandtl의 깃단 수정인자  $F$ 를 택하였다.<sup>(1)</sup>

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left[ \exp \left\{ \frac{-B}{2} (1 - \eta_e) \left( \frac{\sqrt{(\lambda + w)^2 + (\xi^2 + v)^2}}{\lambda + w} \right)_{tip} \right\} \right]$$
 (27)

여기서,  $0 < F < 1$

\*  $w$  ; 식 (9)를  $A$ 라 놓으면 이 식과 식 (22)로부터 식 (28)이 얻어진다.

$$w = \frac{-F\lambda A}{F(1+A)}$$
 (28)

\*  $v$  ; 식 (15)를  $C$ 라 놓으면 이 식과 식 (23)으로부터 식 (29)가 얻어진다.

$$v = \frac{F\xi C}{F(1-C)}$$
 (29)

이상의 계산 방법 및 그 순서는 Fig. 6으로 나타내었다. 여기서 보듯이 처음에는  $v, w$ 의 초기값을 영으로 하여 계산을 시작하여 식 (24)부터 식 (27)까지의 미지수의 값을 구한 후 식 (28)과 식 (29)로  $w, v$  값을 구한다. 그리고 현 과정에서 얻어진  $w$  또는  $v$ 의 값을 바로 전의 과정에서 얻은  $v$  또는  $w$ 의 값과 비교하여 정해진 수렴한도에 들면 계산을 중단하고 이어서 동력 계수를 계산하고 그렇지 않으면  $w, v$  값이 수렴한제에 이를 때까지 계산을 반복한다. 이렇게 하여  $w, v$  값이 결정되면 동력 계수  $C_p$ 를 아래의 공식으로 계산한다.

동력 계수는 식 (30)과 같이 정의되므로 먼저 회전력 계수 (torque coefficient)  $C_Q$ 를 구해야 한다.

$$C_p = \frac{P}{1/2 \rho V_\infty^3 S} = X C_Q$$
 (30)

회전력 계수  $C_Q$ 를 구하기 위해서는 먼저  $Q$ 를 아

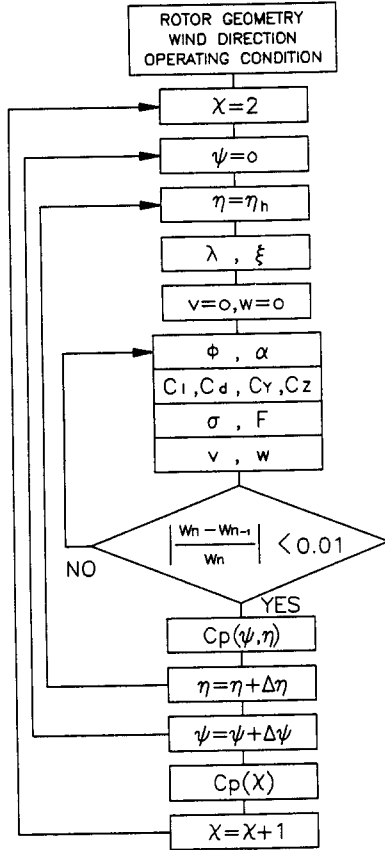


Fig. 6 Flow chart of Glauert method

래와 같이 구한다.

$$Q = \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^{N_w} \left[ \int_0^{R_e} \frac{dQ}{dr_e} dr_e \right] w_j \Delta \Psi_j$$

$$= \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^{N_w} \left[ \sum_{i=1}^{N_R} \rho \pi r_e \sigma V^2 R^2 C_{Yr} r_e \Delta r_e \right] w_j \Delta \Psi_j \quad (31)$$

그러므로

$$C_Q = \frac{Q}{\frac{1}{2} \rho V^2 \pi R^3} = \frac{1}{\pi} \sum_{j=1}^{N_w} \left[ \sum_{i=1}^{N_R} \sigma \eta^2 X^2 \right. \\ \left. [(\lambda + w)^2 + (\xi + v)^2] C_{Yr} \Delta \eta \cos^3 \beta \right] w_j \Delta \Psi_j \quad (32)$$

여기서,  $N_R$ : 반경방향 깃 분할수,  $N_w$ : 방위각방향 분할수

따라서 본 연구의 최종 계산 목표인 동력 계수  $C_P$ 는 식 (33)과 같다.

$$C_P = \frac{1}{\pi} \sum_{j=1}^{N_w} \left[ \sum_{i=1}^{N_R} \sigma \eta^2 X^3 \right. \\ \left. [(\lambda + w)^2 + (\xi + v)^2] C_{Yr} \Delta \eta \cos^3 \beta \right] w_j \Delta \Psi_j \quad (33)$$

### 3. 계산 결과 및 고찰

계산을 수행하기 위해서는 익형의 양력 계수  $C_l$  과 항력 계수  $C_d$ 의 값을 알아야 한다. 본 연구에서는 풍력터빈의 익형으로 일반적으로 가장 널리 쓰이며 자료가 풍부한 NACA 0012를 택하였다.  $C_l, C_d$ 는 양각  $\alpha$ , 레이놀즈수 그리고 마하수 등의 함수이나 여기서는 마하수의 영향은 무시하고,  $10^5 \sim 10^6$  사이의 레이놀즈수에 대한 평균값을 취하여 만든 식<sup>(9)</sup>을 사용하여 계산을 수행하였다. HAWT의 공력계산에서는  $X$  값이 작은 경우 허브근처에서는 양각이 90도 정도에까지 이르게 되므로 양각의 범위를 90도까지로 하였다. 식의 결과는 Fig. 7에 나타났다.

Fig. 8부터 Fig. 22까지는 본 방법에 의한 계산결과들을 보여주고 있는데 계산 조건들은 모두 그림내에 표시하였으므로 본문에서는 이에 대한 언급은 생략하기로 한다.

본 계산 방법의 정확도를 증명하기 위하여는 먼저 실험결과와 비교가 선행되어야 한다. HAWT의 경우는 얻을 수 있는 실험결과가 극히 제한되어 있어 충분한 비교를 행할 수 없어 어려움이 컸다. 여기서는 요각이 없는 경우에 대해서는 Hamilton Standard사에서 행한 Table 1과 같은 로터깃 형상을 갖는 HAWT(WT1 이라 명명함)에 대한 풍동 실험 결과<sup>(10)</sup>와 그리고 요각이 있는 경우에 대해서는 ENSMA에서 행한 무차원 허브반경(hub

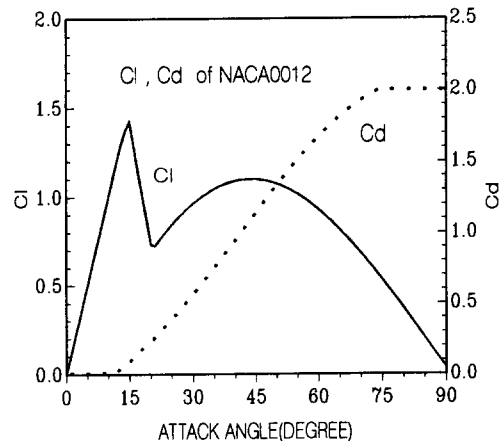


Fig. 7 Cl and cd of NACA 0012

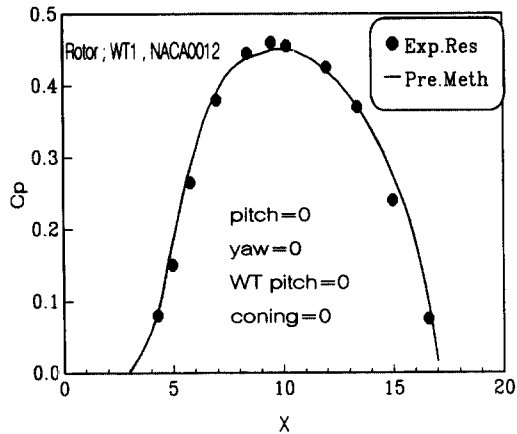
radius)  $\eta_h=0.2$  종횡비(aspect ratio)  $AR=16$ , 날개수  $B=3$  익형이 NACA 0012인 직사각형 깃을 갖는 HAWT(WT2 라 명명)에 대한 풍동실험 결과<sup>(9)</sup>와 비교하였다.

WT1의 익형은 NACA 23012이나 계산시에는 NACA 0012의 양항력계수가 사용되므로 NACA 0012와 NACA 23012 간의 무양력양각(zero-lift

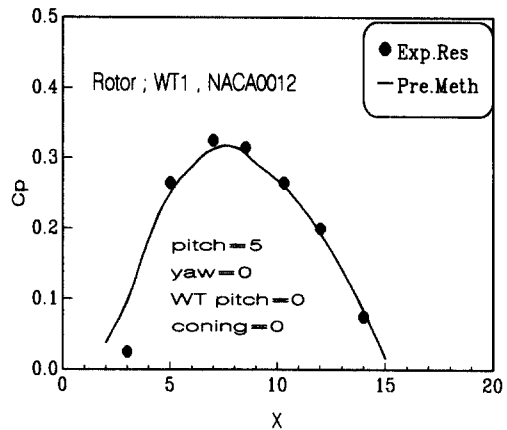
attack angle) 차 1.4도를  $\theta$ 에 보정하여 계산하였다. 즉 원래의  $\theta$  값에서 1.4도를 빼어주었다. WT1에 대한 계산 결과는 Figs. 8~10에 제시하였다. (여기서 Exp. Res : Experimental Result, Pre. Meth ; Present Method) Figs. 8~10에서 보면 실험값이 계산값보다 조금 큰 경향이 있는데 이는 NACA 23012와 NACA 0012 간의 양항력계수의

**Table 1** Hamilton Standard HAWT (WT1) Blade Geometry (B=2, NACA 23012)

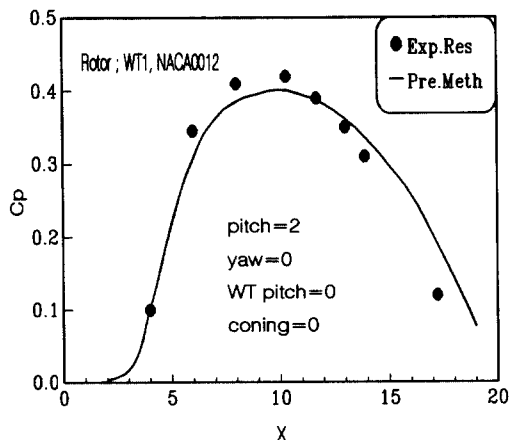
NO	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$\eta$	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.85	0.90	0.95	0.987
$\theta$	16.6	12.5	7.0	3.8	2.2	1.0	0.2	-0.2	-0.4	-0.5	-0.6	-0.7
t	0.12	0.118	0.110	0.101	0.089	0.075	0.060	0.047	0.042	0.035	0.030	0.027



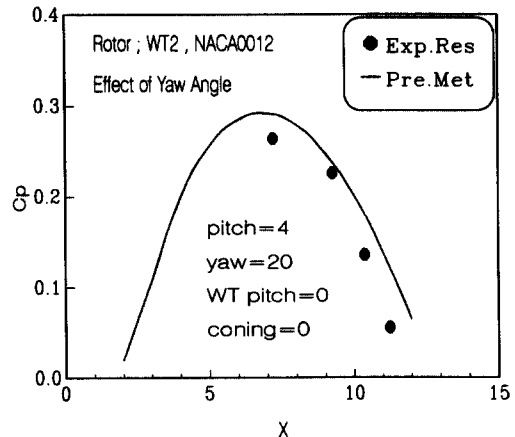
**Fig. 8** Comparison (1) ; experiment-computation



**Fig. 10** Comparison (3) ; experiment-computation



**Fig. 9** Comparison (2) ; experiment-computation



**Fig. 11** Comparison (4) ; experiment-computation

차이 때문으로 분석된다. 그리고 요각이 있는 경우에 대한 비교는 Fig. 11에 제시하였다. 이로부터 계산 결과는 상당히 만족스러운 것임을 알 수 있다. 이어서 실험 결과와의 비교를 통하여 얻어진 계산의 신뢰도를 바탕으로 하여 지금부터는 WT2 HAWT를 대상으로 깃의 여러 기하학적변수( $\theta_i$ ,  $AR$ ,  $B$ ,  $R_n$ ,  $\beta$  등)와 풍향( $\gamma$ ,  $\delta$  등) 그리고 작동변수(깃 피치각  $\theta_p$ )들의 영향을 계산 결과를 통해 고찰하고자 한다. Fig. 12는 깃 피치각의 영향을 보여준다. 여기서 보면 WT2의 경우는 깃 피치각을 2도로 할 때가 가장 좋은 성능곡선을 얻을 수 있음을 보여준다. Fig. 13은 요각의 영향을 보여주는 것으로 여기서 요각의 증가에 따른 동력 계수  $C_p$ 의 감소경향을 예측할 수 있다. Fig. 14는 풍력터

빈 피치각의 영향을 보여주는데 이는 예측한 바와 같이 Fig. 13과 똑같은 성능곡선이다. 이는 공기역학적으로 당연한 결과로, 본 해석방법의 타당성을 증명해 주는 것이다. Fig. 15는 코닝각의 증가에 따른 성능의 저하를 보여주는데 실제의 경우 코닝각은 일반적으로 5도 미만이므로 이의 영향은 크지 않음이 입증되었다. Fig. 16은 WT2에 뒤틀림각(twist angle)  $\theta_t$ 을 부여했을 시 이의 영향을 보여주는데 WT2의 경우는  $\theta_t=6^\circ$  때가 최적임을 알 수 있다. Fig. 17은 깃수  $B$ 의 영향을 보여주고 있다. 이로부터 깃수가 3일 때가 비록 깃수가 4일 때보다는 최대동력 계수는 적으나 일반적으로 풍력터빈의 경우는 깃수를 3개 이하로 택하고 있어  $B=3$ 이 최적으로 판단된다. Fig. 18은 종횡비  $AR$ 의 영

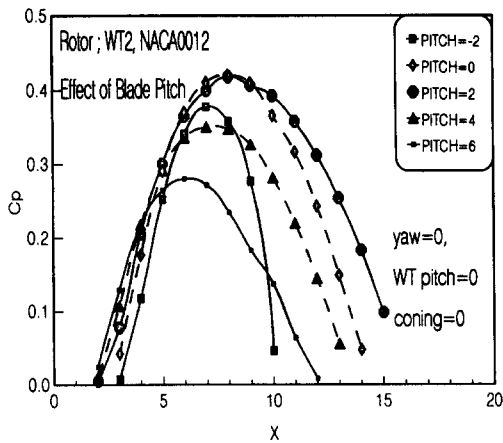


Fig. 12 Effect of blade pitch angle on  $C_p(X)$

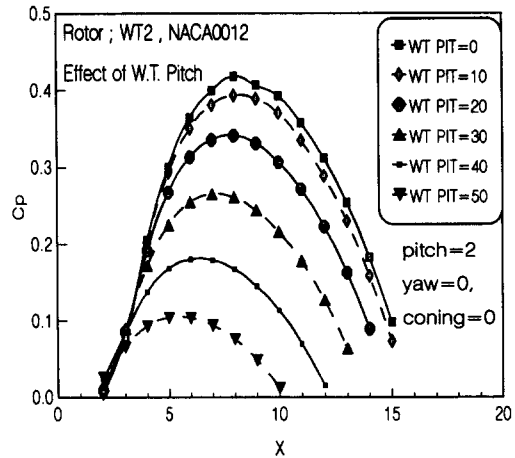


Fig. 14 Effect of wind turbine pitch angle on  $C_p(X)$

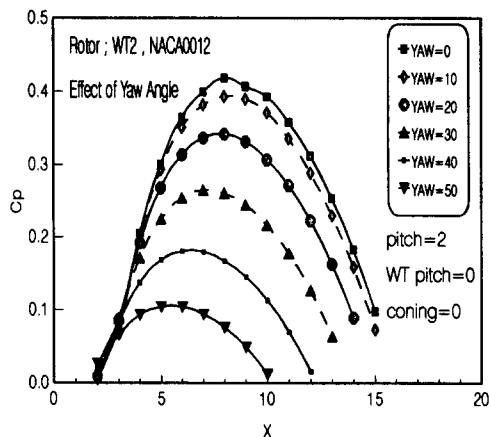


Fig. 13 Effect of yaw angle on  $C_p(X)$

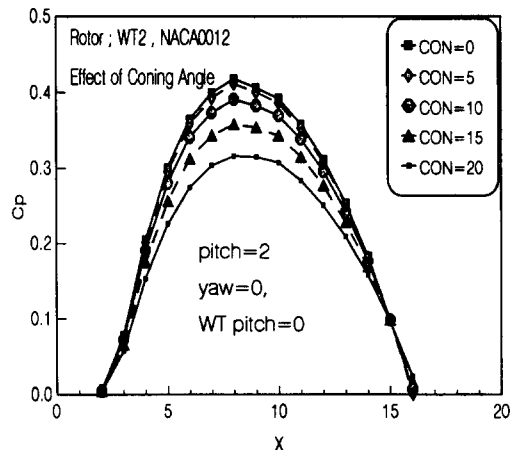


Fig. 15 Effect of coning angle on  $C_p(X)$



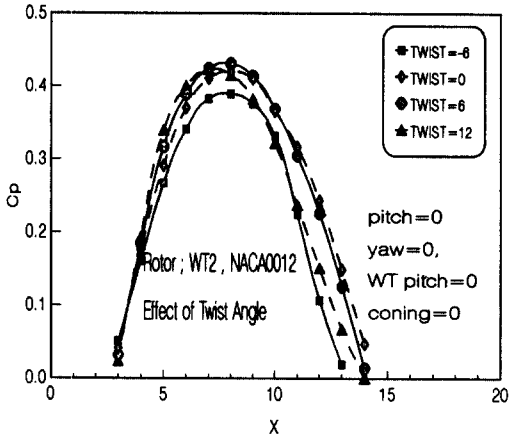


Fig. 16 Effect of twist angle on  $C_p(X)$

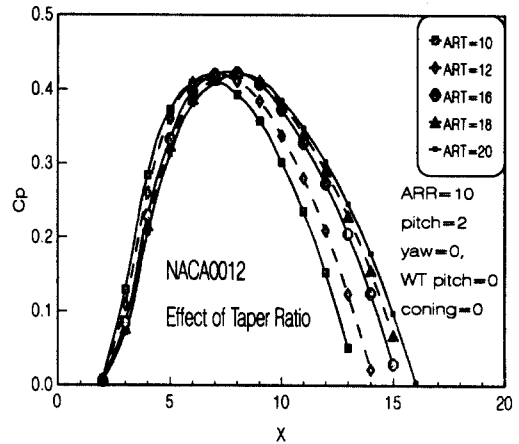


Fig. 19 Effect of taper ratio on  $C_p(X)$

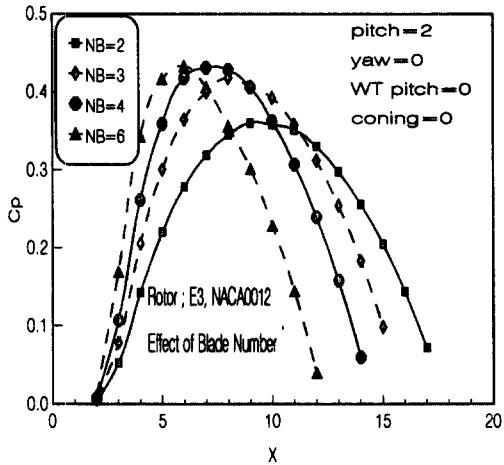


Fig. 17 Effect of blade number on  $C_p(X)$

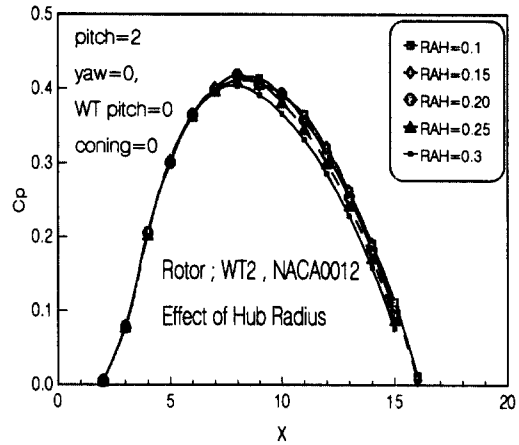


Fig. 20 Effect of hub radius on  $C_p(X)$

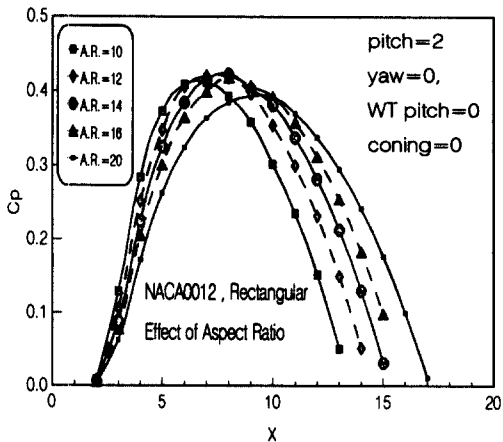


Fig. 18 Effect of aspect ratio on  $C_p(X)$

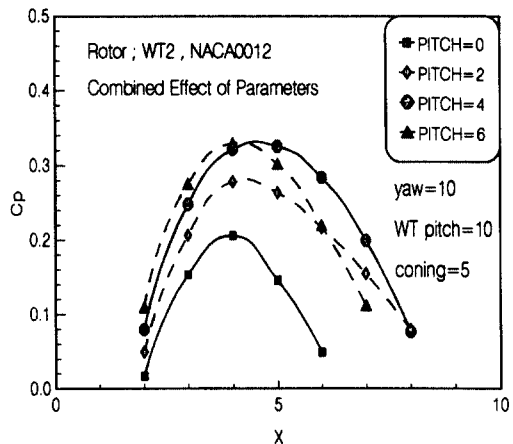


Fig. 21 Combined effect of parameters on  $C_p(X)$

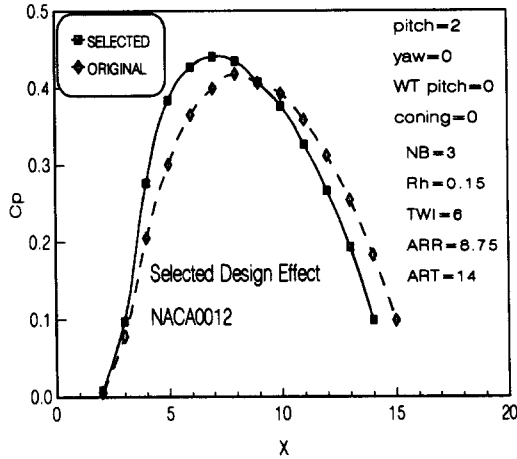


Fig. 22 Performance of selected design blade

향을 보여주는데 이로부터 중형비는 14에서 16 사이가 최적임을 알 수 있다. Fig. 19는 허브에서의 중형비(ARR)를 10으로 고정시키고 깃단의 중형비(ART)를 변수로 하여 테이퍼율(taper ratio)을 변화시키었을 시의 영향을 나타내는데 이로부터 테이퍼율은 10/16에서 10/20 정도가 최적임을 알 수 있다. Fig. 20은 허브반경의 영향을 보여주는데 이로부터 허브반경이  $R_h=0.2R$ 이 될 때까지는 그 영향이 매우 적음을 알 수 있다. Fig. 21은 요각, 터빈 피치각, 그리고 코닝각을 동시에 주었을 때의 성능을 깃 피치각의 함수로 보여주고 있는데 이 경우는 깃 피치각이 4도일 때가 최적임을 보여주고 있다. 이로부터 풍향이 변할 시 최적의 성능곡선을 얻을 수 있는 작동조건을 얻을 수 있다. Fig. 12부터 Fig. 21까지의 결과들로부터 각 변수들의 영향을 검토하여 이로부터  $B=3$ ,  $\theta_t=6^\circ$ ,  $ARR=8.75$ ,  $ART=14$ 인 깃을 택하여  $\theta_p=2^\circ$ 일 때의 성능을 계산하여 그 결과를 원래의 로터 WT2의 성능과 비교하면 Fig. 22와 같다. 이로부터 비록 HAWT의 작동범위는 다소 적어졌으나 최대동력계수는 적지않게 커졌음을 알 수 있다. 이로부터 본 방법을 이용하여 깃 형상, 풍향, 작동조건의 변화에 따른 성능곡선을 구할 수 있으며 아울러 주어진 조건하에서 최상의 성능곡선을 얻을 수 있다.

#### 4. 결 론

지금까지의 HAWT에 대한 성능예측은 주로 풍

향이 로터의 회전축에 평행한 경우에 대해 또는 요각 정도를 고려한 경우에 대하여 제한적으로 행하여져 왔다. 이에 본 논문에서는 풍향에 제한을 받지 않는 완전 비축유동의 경우에 대한 HAWT의 성능예측을 그 목적으로 하였다. 이를 위하여 요각 이외에 풍력터빈 피치각을 정의하여 임의의 풍향을 나타내었으며 그리고 성능예측을 위한 해석방법으로 현재 가장 보편적으로 사용되고 있는 Glauert 방법을 기본해석법으로 택하여 이를 임의의 풍향에 대하여 적용 가능하도록 수정을 가하여 새로운 Glauert 방법을 개발하였다.

이같은 새로운 Glauert 방법을 적용하여 계산한 결과를 기존의 풍동실험 결과와 비교하여 만족스러운 결과를 얻었다. 이는 Glauert 방법 자체의 간단 명료함과 계산에 소요되는 시간을 고려하여 불 때 대단히 효과적인 해석법임을 증명하여 주는 것이다.

그리고 부수적으로 본 계산법의 신뢰도를 바탕으로 모든 로터 깃의 기하학적 조건, 풍향 조건, 작동 조건들을 변수로 하여 각 변수들의 영향을 고찰하였으며 이를 바탕으로 주어진 여건하에서 최고의 성능곡선을 얻을 수 있는 최적의 로터 깃 형상과 아울러 작동 조건 등을 제시할 수 있었다. 따라서 본 연구의 결과는 HAWT의 공력설계에는 물론 작동시에도 유용하리라 사료된다.

#### 참고문헌

- (1) Glauert, H., 1963, *Airplane Propellers, Aerodynamic Theory Vol. IV Division L* (Edited by W. F. Durand), Dover Publication, N. Y., pp. 169~360.
- (2) De Vries, O., 1979, *Fluid Dynamic Aspects of Wind Energy Conversion*, AGARD-AG-243, NATO, Neuilly-sur-Seine, pp. 4. 1~4. 50.
- (3) Wilson, R. E. and Lissaman, P. B. S., 1974, *Applied Aerodynamics of Wind Power Machines*, Oregon State Univ., Oregon, pp. 1~60.
- (4) Afjeh, A. A., 1984, "Wake Effects on the Aerodynamic Performance of Horizontal Axis Wind Turbines," *NACA CR-174920*.
- (5) Miller, R. H., 1983, "Rotor Hovering Performance Prediction using the Method of Fast Free Wake Analysis," *Journal of Aircraft*, Vol. 20,

- No. 3, pp. 257~261.
- (6) Afjeh, A. A. and Keith Jr. T. G., 1986, "A Simplified Free Wake Method for Horizontal - Axis Wind Turbine Performance Prediction," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 108, pp. 400~406.
- (7) Preuss, R. D., Suci, E. O. and Morino, L., 1980, "Unsteady Potential Aerodynamics of Windmills," *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 4, pp. 385~393.
- (8) Dulikravich, D. S., 1980, "WIND-Computer Program for Calculation of Three Dimensional Potential Compressible Flow about Wind Turbine Rotor Blades," *NASA-TP-1729*.
- (9) Fabignon, Y., 1981, *Study on the Horizontal Axis Wind Turbine*, D. E. A. Report, ENSMA, Poitiers, pp. 1~80.
- (10) Wainauski, H. S., 1978, *Wind Tunnel Test of a 1/30 Scale Model of a 3.5 MW Wind Turbine*, *Hamilton Standard*, pp. 1~75.