

〈論 文〉

# 와류 격자법에 의한 수평축 풍력터빈의 공기역학적 성능예측

유 능 수\*  
(1990년 4월 13일 접수)

## Aerodynamic Performance Prediction of Horizontal Axis Wind Turbine by Vortex Lattice Method

Neung Soo Yoo

**Key Words :** HAWT(수평축 풍력터빈), Vortex Lattice Method(와류 격자법), Helical Horse-shoe Vortex(나선형 말굽쇠형 와류), Biot-Savart Law(Biot-Savart법칙), Wake(후류), Induced Velocity(유도속도)

### Abstract

The vortex lattice method was adopted to predict the aerodynamic performance of a horizontal axis wind turbine. For this simulation, the rotor blade was divided into many panels both in chordwise and spanwise direction and then replaced by horseshoe vortices. The wake was divided into two parts of near wake and far wake: the near wake was assumed as helical vortex line elements and the far wake was modeled by semi-infinite circular vortex cylinder. The induced velocity components were calculated by the Biot-Savart law. By this way the power coefficient was obtained and represented as a function of the tip speed ratio. The numerical results obtained were compared with those of the other methods and experimental results and showed good agreement with experimental results.

### 기 호 설 명

$AR$  : 종횡비(=  $R/c$ , aspect ratio)  
 $B$  : 깃 수  
 $c$  : 시위 길이  
 $C_d$  : 항력( $D$ ) 계수  
 $C_l$  : 양력( $L$ ) 계수  
 $C_p$  : 동력( $P$ ) 계수  
 $C_x$  : 접선력 계수  
 $C_z$  : 축력 계수  
 $C_r$  : 순환 계수(=  $\Gamma/\Omega R^2$ )  
 $\vec{n}$  : 표면 단위 법선 벡터  
 $\vec{r}$  : 국부 반경 벡터

$R$  : 깃 반경  
 $\Delta S$  : 패널 면적(=  $\Delta x \Delta y$ )  
 $T$  : 행렬의 전치(transpose) 표시 상첨자  
 $u$  : 접선 방향 유도 속도  
 $v$  : 반경 방향 유도 속도  
 $V_\infty$  : 바람 속도  
 $w$  : 축 방향 유도 속도  
 $W$  : 총 속도  
 $W'$  : 자유 흐름 총 속도  
 $x$  : 전연으로부터 전 시위 방향 길이  
 $\alpha$  : 유효 영각  
 $\alpha_g$  : 기하학적 영각  
 $\alpha_i$  : 유도 영각  
 $\Gamma$  : 순환(circulation)

\*정회원, 강원대학교 공과대학 기계공학과

- $\eta$  : 무차원  $y$ 좌표(=  $y/R$ )
- $\theta$  : 피치 각
- $\theta_t$  : 뒤틀림 각(twist angle)
- $\rho$  : 공기 밀도
- $\phi$  : 유입각(inflow angle)
- $\chi$  : 깃 단 속도비(=  $\Omega R/V_\infty$ ; tip speed ratio)
- $\Psi_w$  : 후류 방위각
- $\Delta\Psi_w$  : 후류 방위각 편차
- $\Omega$  : 깃의 회전 속도

1. 서 론

수평축 풍력터빈(Horizontal Axis Wind Turbine; HAWT)의 공기 역학적 성능을 예측하는 방법들은 기존의 propeller나 helicopter에 적용된 방법들을 수정, 보완하는 식으로 개발되어 왔다<sup>(1)</sup>. 이들 방법들은 운동량이론(momentum theory), 깃 요소 이론(blade element theory), 와류이론(vortex theory) 그리고 포텐셜 이론(potential theory) 등의 기초이론들<sup>(1,2)</sup> 중 어느 이론을 택하였느냐에 따라 그리고 후류현상(wake geometry)<sup>(6)</sup>을 어떻게 결정하였느냐에 따라서 구별될 수 있다,

HAWT의 공기역학적 해석방법으로 개발된 것들 중 대표적인 것들은 아래와 같다. 먼저 운동량 이론과 깃 요소 이론을 결합하여 이에 깃단 손실 효과(tip loss effect)를 고려한 Glauert Method<sup>(4)</sup>가 있는데 이는 방법 자체의 간결함에 비해 HAWT의 총괄적인 성능을 잘 예측할 수 있어 가장 보편적으로 사용되고 있다. 그리고 MIT의 Gohard에 의해 개발된 와류이론에 의해 후류형상을 직접 계산해 내는 자유 후류 방법(free wake method; FWM)<sup>(5)</sup>을 택한 것이 있는데 이는 결과는 우수하나 후류계산에 대단히 많은 시간이 소요된다는 결점을 갖고 있다. 이 같은 결점을 보완하기 위해 후류형상을 계산하는 시간을 단축시키기 위한 여러 방법들이 제안되고 있는데 Afjeh등이 개발한 Simplified Free Wake 방법(SFWM)<sup>(5)</sup>과 Miller의 Hovering rotor에 대한 Fast Free Wake 방법(FFWM)<sup>(6)</sup>을 풍력터빈에 적용한 것들이 대표적인 것이다. 또한 Goldstein의 양력선 이론을 적용하는 방법<sup>(7)</sup> 그리고 Preuss등에 의해 개발된 포텐셜 이론<sup>(8)</sup>에 의한 해석방법도 있다.

그러나 이들 방법들은 깃을 하나의 양력선(lifting line)으로 취급하여 깃 폭(span)방향의 공

력하중(aerodynamic force)분포만을 구할 수 있을 뿐 깃 시위(chord)방향으로의 공력하중분포에 대한 정보는 제공하지 못하고 있다. 이에 본 연구에서는 회전 깃(rotor blade)을 폭 방향과 시위방향으로 많은 평면 패널(panel)들로 나누어 이에 말굽쇠 형 와류(horseshoe vortex)를 분포시키는 양력면(lifting surface)으로 대치하고 후류는 깃상의 순환(circulation)분포에 의해 그 크기가 결정되는 와도(vorticity)를 와류격자로 대치하는 와류격자법(Vortex Lattice Method; VLM)을 사용하여 HAWT의 공기역학적 성능 예측을 시도하였다. 그리고 후류의 형상은 근 후류(near wake)와 원 후류(far wake)로 나누어 근 후류는 깃의 후연(trailing edge)에서의 속도를 갖고 와선(vortex line)이 움직이게 하여 결정하였고 원 후류는 반무한대 원형와류 실린더(semi-infinite circular vortex cylinder)로 취급하여 결정하였다.

이 같은 방법으로 얻어진 계산 결과를 다른 계산 방법에 의한 결과 및 실험결과와 비교 검토하여 보고자 한다.

2. HAWT에 대한 VLM

2.1 좌표계

좌표계는 Fig. 1과 같이 로터의 회전축을 고정축으로 하는 관성 좌표계(inertial reference coordinate;  $x, y, z$ )와 회전 깃에 고정된 깃 고정 좌표계(blade fixed reference coordinate;  $\xi, \eta, \zeta$ )의 2계로 설정하였다. 유동은 깃 고정 좌표계에 대하여 정상유동이 된다. 좌표변환은 피치각(pitch angle)

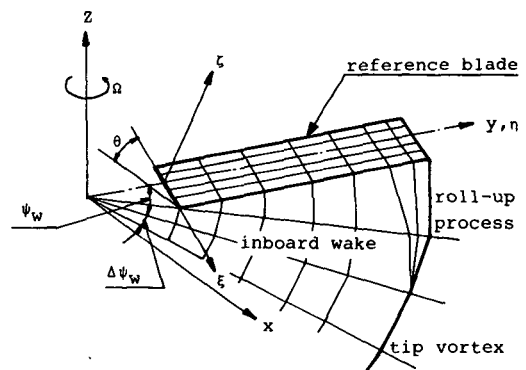


Fig. 1 Blade and near wake geometry

$\theta$ 의 변화에 의한  $y$ 축에 대한 회전, 깃 방위각 (blade azimuth angle)  $\psi_b$ 을 위한  $z$ 축에 대한 회전에 대하여 행하였다.

2.2 회전 깃과 후류의 와류계(Vortex System)

회전 깃에 대한 속도는 바람속도와 이로 인한 깃의 회전속도 그리고 깃과 후류의 와류계로 인한 유도속도로 구성된다. 결국 회전 깃에 대한 공기역학적 해석이라 함은 유도속도를 계산해 내는 문제로 귀착되는데 이를 위해서는 회전 깃과 후류를 어떻게 모사하는가가 중요한 문제가 되는 것이다. 본 연구에서는 회전 깃을 Fig. 1과 같이 시위방향으로 NC등분 폭방향으로 NS등분하여 총  $NC \times NS$ 개의 평면 패널로 된 양력면으로 대치하고 각 패널에는 Fig. 2와 같이 일정 강도의 구속와류(bound vortex)를 1/4시위선(quarter chord line)에 위치시키는 말굽쇠형 와류(horseshoe vortex)가 분포되는 것으로 하였고 각 패널의 제어점(control point)은 3/4시위선의 중앙점으로 하였다.

후류는 유동이 깃 고정좌표계에 대해 정상흐름이므로 후속와류(trailing vortex)로만 이루어지게 되는데 이는 깃의 회전에 의하여 나선형 형상을 갖게 되며 진행되는 동안 와류계로 인하여 변형하게 된다. 이 같은 후류는 Fig. 1에서와 같이 최대 순환지점에서부터 깃단 사이에서 롤업과정(roll-up process)을 거치어 형성되는 강도가센 깃단 와류(tip vortex)와 최대 순환 지점에서 허브(hub)사이에서 형성되는 강도가 약한 와류판(weak diffused vortex sheet, inboard wake)의 두 영역으로 이루어진다. 후류의 계산방법에는 이미 서론에서 언급한 바와 같이 자유 후류 방법(FWM), 단순 자유 후류 방법(SFWM), fast free wake method(FFWM) 그리고 후류의 변형을 고려하지않은 고정후류법(rigid wake method)등이 있는데 본 연구에서는 FWM과 SFWM의 장단점을 보완하는 중간 형태를 취하였다. 즉 계산으로 구해지는 자유 후류 영역을 후류방위각(wake azimuth angle)  $\psi_w$ 를  $20\pi$ 까지로 확대하여 근 후류로 하여 나선와류(helical vortices)로 이뤄진 것으로 하고 계산시에는 이를 후류 방위각 편차  $\Delta\psi_w$ 을 사용하여 직선와류로 취급하였다. 그리고 이후의 후류의 영향은 원후류로 하여 Fig. 3과 같이 반경이 일정한 반 무한대 원형 와류 실린더로 모사하였다. 근후류에서

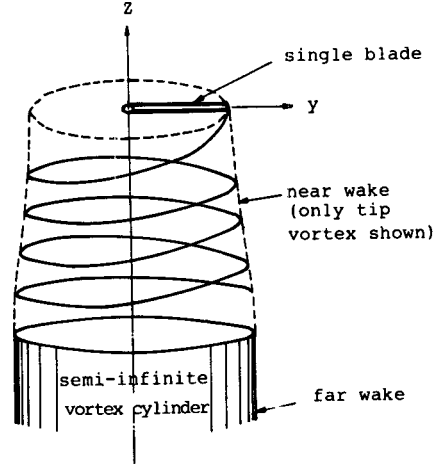


Fig. 2 Helical horseshoe vortex system

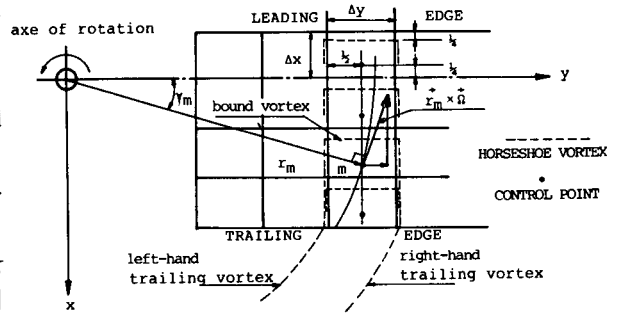


Fig. 3 Wake model for single blade case

의 후류의 팽창은 처음에는 무시하고 유도속도가 구해진 후 반복과정을 통하여 계산되도록 하였다.

2.3 유도속도(Induced Velocity)의 계산

각 깃상의 강도가  $\Gamma_n$ 인 패널  $n$ 의 말굽쇠형 와류에 의해서 기준 깃(reference blade)의 패널  $m$ 의 제어점에 유도되는 속도  $\vec{V}_{imn}$ 은 각 깃상의 공력하중은 같으므로 Biot-Savart법칙에 의해서 다음과 같이 계산될 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{V}_{imn} &= \sum_B \frac{\Gamma_n}{4\pi} \vec{C}_{mn} \\ &= \sum_B \frac{\Gamma_n}{4\pi} [C_{mnx}, C_{mny}, C_{mnz}]^T \quad (1) \\ &= U_{mn} \vec{i} + V_{mn} \vec{j} + W_{mn} \vec{k} \end{aligned}$$

여기서  $\vec{C}_{mn}$ ; influence coefficient vector

그리고 이 유도속도는 다음과 같이 세분하여 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{V}_{imn} &= \vec{V}_{imn} \text{ by bound vortex} \\ &+ \vec{V}_{imn} \text{ by left-hand trailing vortex (2)} \\ &+ \vec{V}_{imn} \text{ by right-hand trailing vortex} \end{aligned}$$

따라서 전 와류계에 의한 기준 깃상의 페널  $m$ 의 제어점에서의 유도 속도는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \vec{V}_{im} &= \sum_n \vec{V}_{imn} + \vec{V}_{im} \text{ by semi-infinite vortex} \\ &\text{cylinder} \\ &= u_m \vec{i} + v_m \vec{j} + w_m \vec{k} \end{aligned} \quad (3)$$

그리고 기준 깃상의 페널  $m$ 의 제어점에서의 총 속도(resultant velocity)  $\vec{W}_m$ 은 다음과 같이 유도 속도  $\vec{V}_{im}$ 와 자유흐름속도(free stream velocity)  $\vec{V}_{fm}$ 으로 구분하여 나타낼 수 있다(Fig. 2).

$$\begin{aligned} \vec{W}_m &= \vec{V}_{im} + \vec{V}_{fm} \\ &= (u_m \vec{i} + v_m \vec{j} + w_m \vec{k}) \\ &\quad + (\Omega r_m \cos \gamma_m \vec{i} + \Omega r_m \sin \gamma_m \vec{j}) - V_\infty \vec{k} \\ &= \text{induced velocity} + \text{rotational velocity} \\ &\quad + \text{wind velocity} \end{aligned} \quad (4)$$

### 2.4 경계조건

페널  $m$ 의 제어점에서의 경계조건은 깃 표면에서의 tangency condition에 의해 다음과 같이 나타난다.

$$\vec{W}_m \cdot \vec{n}_m = 0 \quad (5)$$

만일 깃면이  $z=f(x,y)$ 로 표시된다면 식 (5)는 아래와 같이 된다.

$$\begin{aligned} (u_m + \Omega r_m \cos \gamma_m)(\partial f / \partial x)_m \\ + (v_m + \Omega r_m \sin \gamma_m)(\partial f / \partial y)_m \\ + (V_\infty - w_m) = 0 \end{aligned} \quad (6)$$

왜냐하면

$$\begin{aligned} \vec{n}_m &= \nabla[z - f(x,y)] \\ &= [-(\partial f / \partial x)_m, -(\partial f / \partial y)_m, 1]^T \end{aligned} \quad (7)$$

식 (6)은 결국  $n(=m)$ 개의 미지수  $\Gamma_n$ 을 포함하는  $m$ 개의 선형방정식으로 다음과 같이 행렬식으로 나타낼 수 있다.

$$[A_{mn}][\Gamma_n] = [B_m] \quad (8)$$

여기서  $A_{mn}$  : 영향계수의 정방행렬(influence coefficient square matrix)

$B_m$  : 자유흐름 속도의 수직 성분 행렬

### 2.5 후류의 형상계산

유도속도를 구하기 전에 후류의 형상은 이의 팽창을 무시하고 후류의 이동속도를 자유흐름의 속도와 같게 하여 나선형으로 만든다. 따라서 와류 실린더도 그 반지름이 깃의 반지름과 같게 된다. 이후 식 (8)로부터  $\Gamma_n$ 의 값이 구해지면 Biot-Savart 법칙에 의해서 유도속도가 계산되는데 이 유도속도 중 깃의 후연에서의 유도속도를 취하여 기존의 자유흐름속도에 더하여 이를 후류의 이동속도로 하여 후류의 형상을 결정하며 근 후류가 끝나는 지점에서의 반지름을 택하여 이를 와류실린더의 반지름으로 취한다. 근 후류에서의 후류의 좌표는 다음과 같이 계산하였다.

$$\begin{aligned} x(\Psi_w + \Delta\Psi_w) &= x(\Psi_w) + (\Omega r \sin \Psi_w + u)\Delta\Psi_w \\ y(\Psi_w + \Delta\Psi_w) &= y(\Psi_w) + (\Omega r \cos \Psi_w + v)\Delta\Psi_w \\ z(\Psi_w + \Delta\Psi_w) &= z(\Psi_w) + (V_\infty - w)\Delta\Psi_w \end{aligned} \quad (9)$$

### 2.6 공기역학적 하중계산

식 (8)로부터  $\Gamma_n$ 의 값들이 구해지면 Biot-Savart 법칙에 의해 유도속도를 계산하고 이를 이용하여 후류의 형상을 결정하고 다시 상기의 과정을 반복하여  $\Gamma_n$ 과 유도속도의 수렴값들을 계산한다. 따라서 페널  $m$ 의 제어점에서의 유효영각(effective incidence)  $\alpha$ 는 다음과 같이 구한다(Fig. 4).

$$\alpha_m = \phi_m - \theta_m = \beta_m - \alpha_{im} - \theta_m \quad (10)$$

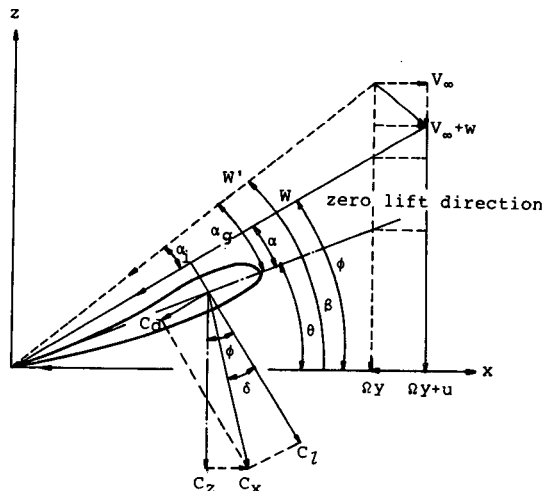


Fig. 4 Velocity and force diagram

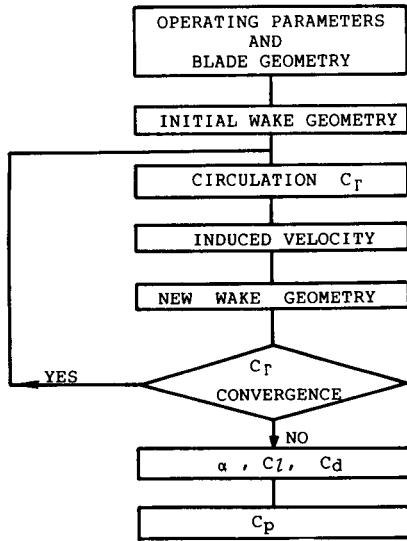


Fig. 5 Flow chart for VLM

여기서

$$\phi_m = \tan^{-1}[(V_\infty + w_m)/(\Omega y_m + u_m)]$$

유효영각이 구해지면 익형 (airfoil)의 특성곡선으로부터 양력계수  $C_l$ 와 항력 계수  $C_d$ 를 구하고 이로부터 축방향 힘 계수 (axial force coefficient)  $C_x$ 와 접선방향 힘 계수 (tangential force coefficient)  $C_x$ 를 다음과 같이 구한다 (Fig. 4).

$$C_{tm} = C_{tm}(\alpha_m), \quad C_d = C_{dm}(\alpha_m) \quad (11)$$

$$C_{mz} = C_{tm} \cos \phi_m + C_{dm} \sin \phi_m$$

$$C_{mx} = C_{tm} \sin \phi_m - C_{dm} \cos \phi_m \quad (12)$$

이어서 동력계수 (power coefficient)  $C_p$ 는 다음과 같이 구할 수 있다.

즉

$$Q(\text{torque}) = 1/2 \rho B \sum_m C_{mx} r_m W_m'^2 \Delta S_m$$

$$P(\text{power}) = \Omega Q \quad (13)$$

여기서

$$W_m'^2 = (\Omega r_m)^2 + V_\infty^2$$

$$\Delta S_m = \Delta x_m \Delta y_m ; \text{ panel area}$$

그러므로

$$C_p = \frac{P}{1/2 \rho S V_\infty^3} = \frac{B \sum_m C_{xm} r_m W_m'^2 \Delta S_m}{\pi R^2 V_\infty^3} \quad (14)$$

이상의 VLM에 의한 계산과정을 Fig. 5에 나타내

었다.

### 2.7 계산 방법

각 깃은 깃폭 방향으로서는 허브반경 (hub radius)을  $0.2R$ 로 한 후 균일하게 10등분하였고, 깃 시위 방향으로서는 동력계수를 구하는 경우에는 6등분하여 총 60개의 패널로 나누었고, 시위방향의 하중분포를 구하는 경우에는 균일하게 15등분하여 총 150개의 패널로 나누었다.

후류 형상은 근후류는 나선형 와류가 10회전하도록 하여  $20\pi$ 까지로 하였고 후류방위각 편차는  $30^\circ$ 로 하였다. 근 후류에서의 롤업과정 (roll-up process)은 최대하중이 깃 단 (blade tip) 부근에 위치하는 경우만 적용시키었다. 원 후류는 근 후류가 끝나는 곳에서 시작되는 것으로 하여 반 무한대 원형 와류 실린더로 모사하였다. 후류 형상결정을 위한 유도속도 계산의 반복과정은 2회로 하였다.

### 3. 계산 결과 및 고찰

상기 방법에 의한 계산은 그 결과를 기존의 실험 결과나 다른 방법들에 의해 얻어진 계산 결과와 비교할 수 있는 경우에 대하여 행하였다.

Fig. 6~8은 동력계수  $C_p$ 와 깃 단 속도비  $\chi$ 의 관계를 도식적으로 나타낸 것이다. Fig. 6에서는 깃수 B가 2개, 종횡비 (aspect ratio) AR가 10이고 피치각  $\theta$ 가  $2^\circ$ , 뒤틀림 각  $\theta_t$ 이  $0^\circ$ 인 직사각형 깃에 대한 본 방법에 의한 계산결과, Glauert 방법에 의한 계산결과<sup>(9)</sup>가 비교되어 있다. Fig. 7은 깃수가 3개 종횡비가 16, 피치각이  $2.4^\circ$ , 뒤틀림각이  $0^\circ$ 인 직사각형 깃에 대한 본 방법 그리고 Glauert 방법에 의한 계산결과와 실험결과가 비교되어 있으며 Fig. 8은 Fig. 7과 같은 경우에 피치각이  $6^\circ$ 인 경우에 대해 본 방법에 의한 결과와 실험결과가 비교되어 있다.

이들로부터 본 방법에 의한 결과는 실험결과에 매우 근접하다는 것을 알 수 있으며 현재 HAWT의 성능예측에 가장 보편적으로 쓰이고 있는 Glauert방법과 비교하여 불매  $C_p)_{max}$ 을 기준으로  $\chi$ 가 적은 곳에서는 Glauert방법이  $\chi$ 가 큰 곳에서는 본 방법에 의한결과가 보다 실험값에 접근함을 알 수 있는데 이는  $\chi$ 가 적은 영역 즉 바람속도가 깃의 회전속도에 비해 상대적으로 큰 곳에서는 후류 특히 깃단와류와 깃 사이의 거리가 멀어서 후류

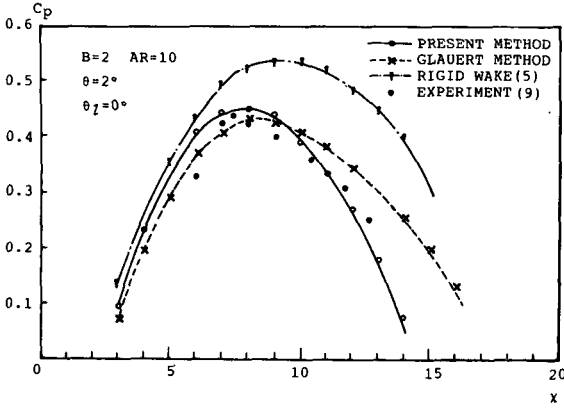


Fig. 6  $C_p-x$

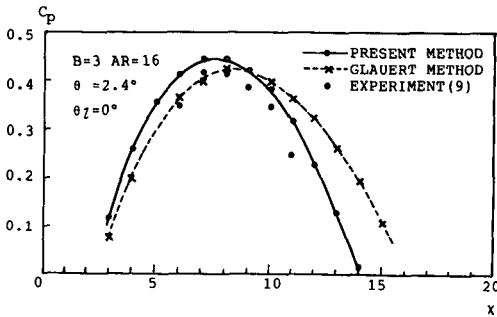


Fig. 7  $C_p-x$

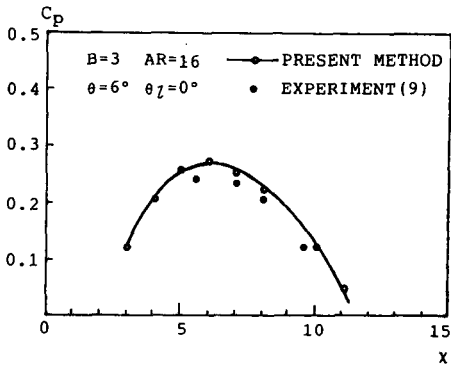


Fig. 8  $C_p-x$

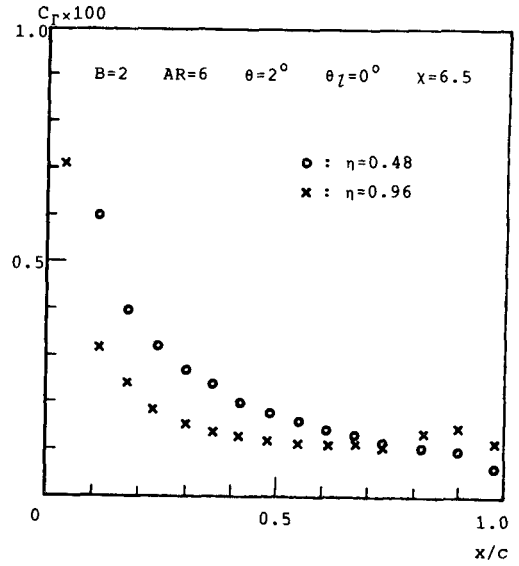


Fig. 9  $C_r-x/c$

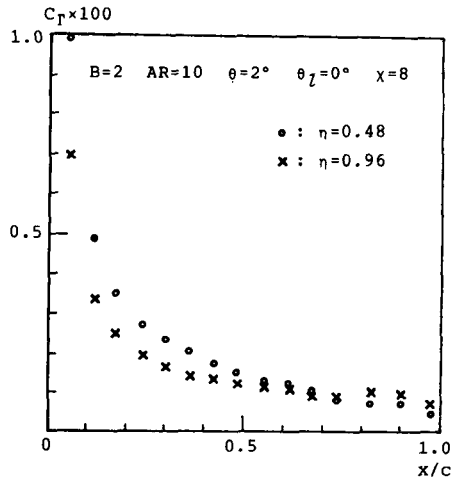


Fig. 10  $C_r-x/c$

의 영향이 적고 또한 후류의 팽창효과가 무시될 수 있는 반면  $\chi$ 가 큰 곳 즉 바람속도가 상대적으로 작은 영역에서는 후류와 깃이 점점 접근하게 되며 이로인한 후류의 변형이 중요한 역할을 하게 되는 사실로부터 후류형상을 단순한 반 무한대 와류실린더로 묘사한 Glauert의 방법이  $\chi$ 가 적은 곳에서는 잘 적용이 되나  $\chi$ 가 큰 곳에서는 잘 적용될 수 없음을 입증하는 것이라 하겠다. 따라서 보다 넓은

$\chi$ 의 범위에서 본 방법에 의한 결과가 Glauert방법 보다 우수함을 알 수 있다.

Fig. 9는 깃수가 2, 종횡비 6, 피치각  $2^\circ$ , 뒤틀림 각  $0^\circ$ , 깃단 속도비  $\chi=6.5$ 인 경우에 본 방법에 의해 얻어진 시위방향의 순환분포(하중분포)를 무차원 반경  $\eta$ 가 0.48인 곳과 0.96인 곳에 대하여 도식하여 보았다. Fig. 10은 종횡비가 10, 깃단속도비가 8인점을 제외하고 나머지는 Fig. 9와 같은 경

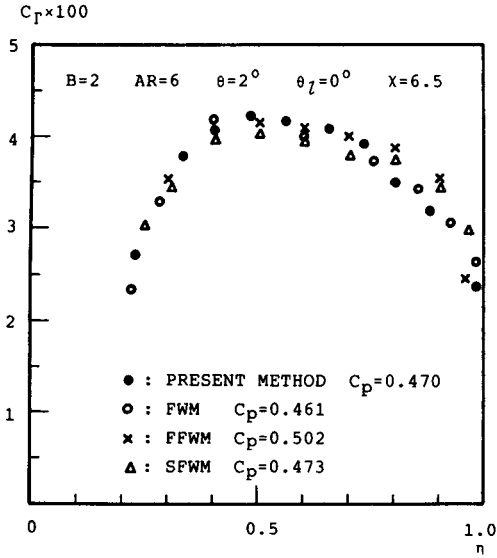


Fig. 11  $C_p - \eta$

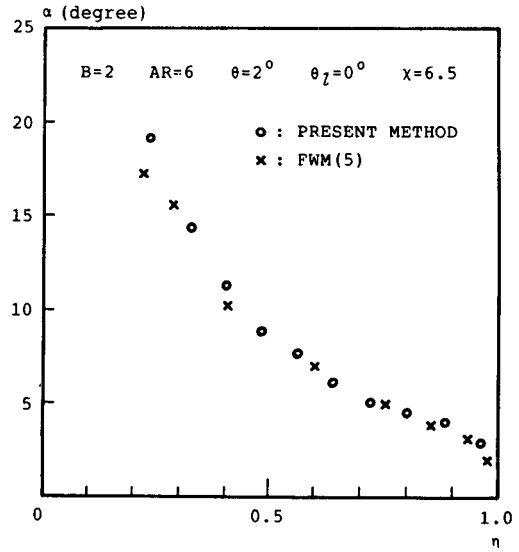


Fig. 13  $\alpha - \eta$

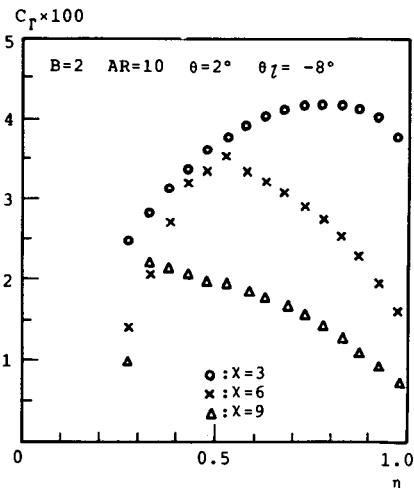


Fig. 12  $C_p - \eta$

우에 대한 본 방법에 의해 구한 시위방향의 순환분포를 도식한 것이다.

Fig. 11은 Fig. 9와 같은 경우에 대해 MIT의 FWM, SFWM, FFWM들과 본 방법에 의해 구해진 반경방향의 순환분포와 동력계수  $C_p$ 의 값을 비교하여 본 것이다. 이로부터 순환분포나  $C_p$ 값 모두, 이론적으로 가장 완벽하다 할 수 있는 FWM에 의한 결과를 기준으로 할 때 서로간에 큰 차이는 보이지 않으나 그 중에서도 본 방법에 의한

결과가 FWM의 결과에 가장 접근한다 할 수 있다. 이 같은 현상은 다른 경우에 대해서도 정도의 차이는 있으나 거의 같았다. Fig. 12는 Fig. 10과 같은 경우에 뒤틀림각을  $-8^\circ$ 로 하여  $\chi=3, 6, 9$ 인 경우에 반경방향에 따른 순환분포를 도식한 것이다. 마지막으로 Fig. 13은 Fig. 9와 같은 경우에 본 방법과 MIT의 FWM에 의해 구해진 유효영각의 값을 비교한 것으로 두 방법에 의한 편차는 거의 없음을 알 수 있다. 따라서 Fig. 11과 Fig. 13으로부터 본 계산 결과는 자유후류법에 의한 결과와 대등함을 알 수 있는 데 이는 자유 후류법의 계산시간을 고려해 볼 때 본 계산 방법의 효율성을 입증하는 것이다.

#### 4. 결 론

와류격자법(VLM)에 의한 수평축 풍력터빈(HAWT)의 공기역학적 해석으로부터 아래와 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) VLM에 의해 얻어진 결과는 다른 계산 방법 등에 의한 결과들 보다 실험값에 보다 접근하는 우수한 것이었다. 즉 동력계수  $C_p$ 를 예측함에 있어 가장 보편적으로 사용되는 Glauert방법보다 더욱 넓은  $\chi$ 의 범위에서 좋은 결과를 보여주고 있다.
- (2) 깃폭 방향의 하중분포를 예측함에 있어서도 본 방법은 자유 후류법과 대등한 결과를 보여주고

있는데 이는 본 방법이 자유후류법의 계산시간을 고려하여 볼 때 매우 효율적임을 알 수 있게 하는 것이다.

(3) 본 VLM으로는 다른 기존의 계산 방법들과는 달리 깃 시위 방향으로의 하중분포를 얻을 수 있으므로 보다 차원 높은 깃의 공기역학적 설계를 가능하게 할 것이다.

### 후 기

본 연구는 1989년도 한국 과학 재단의 연구비 지원을 받아 수행된 것으로 이에 심심한 감사를 드리는 바입니다.

### 참 고 문 헌

- (1) Glauert, H., 1963, "Airplane Propellers", Aerodynamic Theory Vol. IV Division L (Edited by W. F. Durand), Dover Publication, California, 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) Johnson, W., 1979, "Helicopter Theory", Princeton Univ. Press, Princeton, pp. 710~755.
- (4) Wilson, R. E. and Lissaman, P. B. S., 1974, "Applied Aerodynamics of Wind Power Machines", Oregon State Univ., Oregon, pp. 1~60.
- (5) Afjeh, A. A., 1984, "Wake Effects on the Aerodynamic Performance of Horizontal Axis Wind Turbine", NACA CR-174920, Cleveland, pp. 1~167.
- (6) 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.
- (7) Morgan, W. B. and Wrench, Jr, J. W., 1965, "Some Computational Aspects of Propeller Design Method", Computational Physics, Vol. 4, pp. 301~331.
- (8) Preuss, R. D. and Suci, E. O. and Morino, L., 1980, "Unsteady Potential Aerodynamics of Windmills", AIAA Journal Vol. 18, No. 4, pp. 385~393.
- (9) Yoo, N. S., 1982, "Fonctionnement Moyen et In-stationnaire des Capteurs d'Energie Eolienne", Thesis, Univ. of Poitiers, Poitiers, pp. 75~78.