

완전 비축유동에 있는 수평축 풍력터빈의 성능예측

유 능 수 *

Performance Prediction of the Horizontal Axis Wind Turbine in the Fully Non-Axial Flow

Neung-Soo Yoo *

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.

I. 서 론

풍력(wind energy)을 전기에너지로 변환하는 장치를 풍력터빈(wind turbine)이라 하는데 이는 프로펠러형의 로타(rotor)를 갖는 로타축이 바람방향과 수평인 수평축 풍력터빈(horizontal axis wind turbine; HAWT)과 다리우스터빈(Darrieus turbine)으로 대표되는 로타축이 바람방향에 수직인 수직축 풍력터빈(vertical axis wind turbine;

VAWT)의 2가지로 대별되는데 HAWT가 주종을 이루고 있다. 풍력발전에 대한 연구와 개발은 미국과 네델란드를 비롯하여 캐나다, 덴마크, 영국, 독일, 중국, 일본등에서 활발하게 이뤄지고 있다. 미국의 경우는 미항공우주국(NASA)와 에너지성(DOE)의 주도하에 MW급의 HAWT의 상용화를 실현하였다.

HAWT의 공기역학적 해석방법은 기존의 Propeller나 Helicopter에 적용된 방법들을 수정보완하는 식으로 개발되어왔으므로 그 종류가 매우 다양하다. 대표적인 것들은 아

* 강원대학교 정밀기계공학과 교수

래와 같다. 먼저 운동량이론(momentum theory)과 깃요소이론(blade element theory)을 결합하여 이에 깃단 손실효과(blade tip loss effect)를 고려한 Glauert방법을 이용한 코드(code)이다¹⁾²⁾³⁾. 이는 방법 자체의 간결함에 비해 HAWT의 총괄적인 성능을 잘 예측할 수 있는 매우 효과적인 방법으로 알려져 있어 가장 보편적으로 이용되고 있다. 그리고 Gohard에 의해 개발된 와류이론(vortex theory)에 기초하면서 후류(wake)의 형상을 직접 계산해내는 자유 후류 방법⁴⁾을 택한 코드가 있는데 이는 결과는 비교적 우수하나 대단히 많은 시간이 소요된다는 결점을 갖고있다. 이 결점을 보완하기 위해서 후류의 형상을 계산하는 시간을 단축하기 위한 여러 방법등이 제안되고 있는데 Miller의 고속자유후류(fast free wake)를 채택한 방법⁵⁾, Afjeh등이 개발한 단순 자유후류(simplified free wake)방법⁶⁾ 등이 있다. 또한 Preuss등에 의해서 개발된 비정상 포텐셜이론에 의한 해석방법⁷⁾, NASA에서 개발한 3차원 포텐셜 압축성유동 해석코드인 WIND⁸⁾등도 대표적인 것들이다. 이들 방법들은 대체로 그 등장순서에 따라 수학적 복잡성을 더해가고 있으나 공력학적 성능예측이란 측면에서 볼때 계산에 소요되는 시간, 실험결과와의 비교등을 통해 볼 때 반드시 최근에 개발된 복잡한 방법이 보다 낫은 방법이라 할 수 없다. 지금도 널리 사용되는 Glauert방법이 그 좋은 예이다.

지금까지의 수평축 풍력터빈(HAWT)에 대한 공기역학적 해석은 거의 바람이 로타축에 평행한 경우 즉 축유동(axial flow)에 대해 또는 요각(yaw angle)정도만을 고려하는 제한적인 비축유동(non-axial flow)에 한정되어 행하여져 왔다. 그러나 바람의 방향은 수시로 변하므로 설사 로타가 바람방향에 향하게 하는 요제어(yaw control)장치가 있다해도 요에 대한 해석은 필요하며 또한 피칭모멘트(pitching moment)를 야기시키는 상방향 바람(upward wind), 하방향 바

람(downward wind)의 영향도 고려하여야 한다. 따라서 본 연구의 목적은 이같은 요와 풍력터빈 피치상태에 있는 완전한 비축유동, 즉 가장 일반적인 풍향상태에 있는 풍력터빈의 성능을 예측하는 방법을 제시함을 목적으로 하고 있다. 이를 위한 해석법으로는 위에서 언급한 이유로 하여 기존의 Glauert방법을 택하여 이를 본 연구목적에 맞게 변환하였다. 계산된 풍력터빈의 성능은 동력계수 C_P (power coefficient)를 깃단속도비(tip speed ratio) λ 의 함수로 나타내어 제시하고 이 결과를 기존의 실험결과들과 비교 검토하여 보고자 한다.

II. 이 론

2.1 임의의 풍향에서의 속도

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 γ 와 풍력터빈 피치각(wind turbine pitch angle) δ 을 정의한다. 그러면 원래 z 방향에 평행한 바람속도 \vec{V}_∞ 는 Fig. 3a와 같이 요각 γ 로 인해 식 (1)과 같이 된다.

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

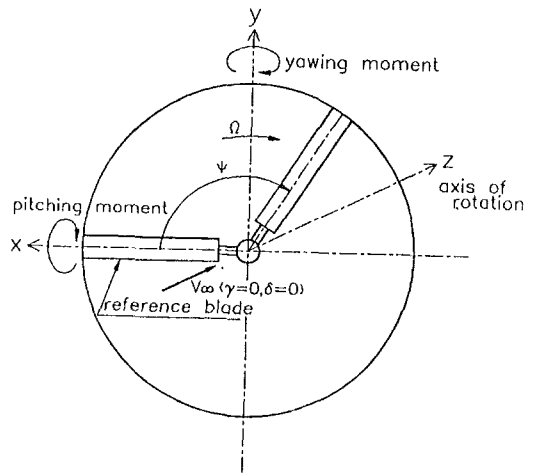


Fig. 1 Reference Coordinate System

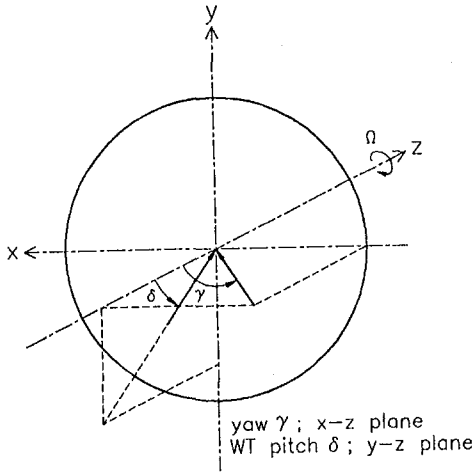


Fig. 2 Definition of Yaw and Wind Turbine Pitch Angle

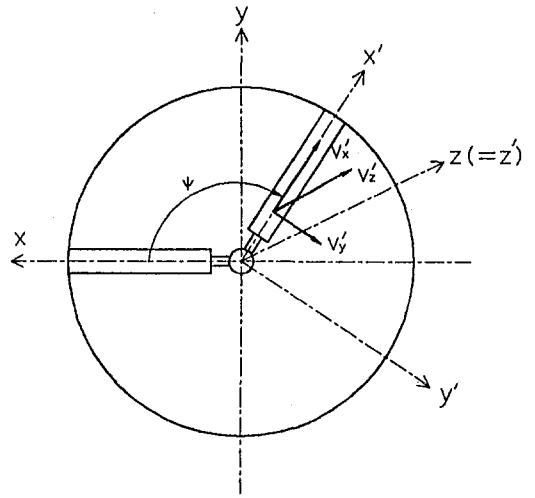
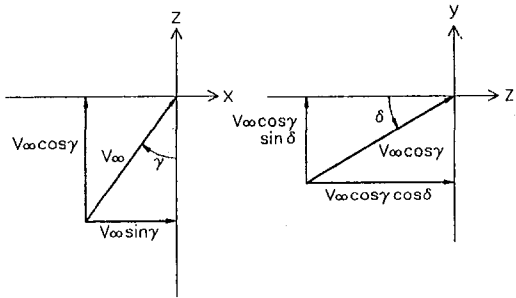


Fig. 4 Effect of Azimuth Angle



a) Effect of Yaw b) Effect of Wind Turbine Pitch

Fig. 3 Effect of Yaw and Wind Turbine Pitch

이어서 요각 r 의 영향에 풍력터빈 피치각 δ 의 영향을 함께 고려하면 바람속도는 식 (2)와 같으며 Fig. 3b에 나타냈다.

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

다시 식 (2)에 Fig. 4와 같이 방위각 (azimuth angle) Ψ 의 영향을 고려하면 유입합속도 $\vec{V}_R (V'_x, V'_y, V'_z)$ 은 식 (3)과 같다.

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

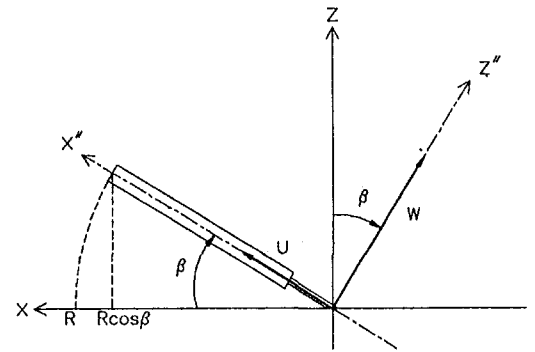


Fig. 5 Effect of Coning Angle

식 (3)에 다시 Fig. 5와 같이 코닝각 (coning angle) β 의 영향을 고려하면 결국 고정 좌표계 (x'', y'', z'')에서 \vec{V}_R 는 식 (4)와 같다.

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

일반적으로 힘성분 계산시 깃요소는 2차원 익형으로 취급할 수 있으므로 U 는 무시할 수 있다.

2.2 간섭인자와 깃단 수정인자

풍력터빈의 경우 바람이 로터를 통과하면 축방향속도는 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 깃요소와 복합이론에 Prandtl의 양력선이론에 의한 깃단손실을, 즉 깃수가 무한개가 아닌 유한개이므로 발생하는 반경방향 유동에 의해 깃단에서의 순환(circulation)이 영(zero)이 되는 현상을 깃단 수정인자(blade tip correction factor) F 로 간접고려하여준 방법이다. 따라서 이같은 F 를 고려하면 식(5)는 식(6)과 같이 한다.

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

이 같은 F 를 고려하여 추력(thrust)요소 dT 를 운동량이론으로 부터 구해보면 식(7)과 같이 된다.

$$dT = dm(W - W_1) = 4\pi r_e \rho W^2 aF(1-aF) dr_e \quad (7)$$

여기서 $r_e = r \cos \beta$

한편 깃요소 이론으로 부터 dT 는 Fig. 6으로 부터 식(8)과 같이 된다.

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

여기서 $dS = B c dr_e$, $C_z = C_t \cos \phi + C_d \sin \phi$, $C_{z_e} = C_z \cos \beta$, $\phi = \tan^{-1} \left| \frac{W'}{V} \right|$

그러므로 식(7), (8)로 부터 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 같이 된다.

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

이 경우 깃단 수정인자 F 는 아래와 같이 결정한다. 유체 각속도는 축유동의 경우 $\omega = 2a'\Omega$ 로 정의되며 이에 F 를 고려하면 $\omega = 2a'F\Omega$ 의 관계가 된다. 이 관계로 부터 접선방향 속도는 V 이므로 유체각속도는 식(12)와 같다.

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

F 를 고려하여 운동량이론으로부터 회전력(torque)요소 dQ 를 구하면 아래와 같다.

$$dQ = dm(\omega r_e - \omega) r_e = \rho(4\pi r_e^2 dr_e) (\pm V_\infty \cos$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho V'^2_R C_Y r_e dS$$

$$= \frac{1}{2} \rho \frac{(\pm V_\infty \cos r \sin \delta \cos \Psi \pm V_\infty \sin r \sin \Psi - \Omega r_e)^2 (1+a'F)^2}{\cos^2 \phi} (B c dr_e) C_Y r_e \quad (14)$$

$$r \sin \delta \cos \Psi \pm V_\infty \sin r \sin \Psi - \Omega r_e)^2 \tan \phi a' F(1+a'F) \quad (13)$$

그리고 깃요소이론으로 부터 dQ 는 식(14)와 같다.

여기서 $C_y = C_l \sin \phi - C_d \cos \phi$
 그러므로 식 (13), (14)로부터 식 (15)가 얻어진다.

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

2.3 무차원 변수

모든 역학문제는 무차원 변수를 도입하여 해결하는 것이 기본이다. 이를 위해서는 먼저 아래와 같이 기준 길이 및 기준속도 (reference length and reference velocity)를 정의한다.

기준길이; R , 기준속도; ΩR

이어서 다음과 같은 무차원 변수들을 정의한다.

- 깃단 속도비 (tip speed ratio);

$$x = \frac{\Omega R}{V_\infty} \quad (16)$$

- 국소 반경 (local radius);

$$\eta_e = \frac{r_e}{R} = \eta \cos \beta \quad (17)$$

- 시위 (chord); $t = \frac{c}{R}$ (18)

- 국소 면적비 (local solidity); $\sigma = [Bc] / [2\pi r_e]$ (19)

- 축방향 유입속도 (axial inflow velocity); $\lambda = \frac{W}{\Omega R} = \frac{1}{x} [\cos r \cos \delta \cos \beta \pm \sin r \cos \Psi \sin \beta \pm \cos r \sin \delta \sin \Psi \sin \beta]$ (20)

- 접선방향 유입속도 (tangential inflow velocity);

$$\xi = \frac{V}{\Omega R} = \frac{1}{x} [\pm \cos r \sin \delta \cos \Psi \pm \sin r \sin \Psi] - \eta_e \quad (21)$$

- 축방향 유입속도 (axial inflow velocity); w

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

- 접선방향 유입속도 (tangential inflow velocity); v

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

위와 같이 정의된 무차원 변수로 속도 및 힘선도 (velocity and force diagram)를 그리면 Fig. 6과 같다.

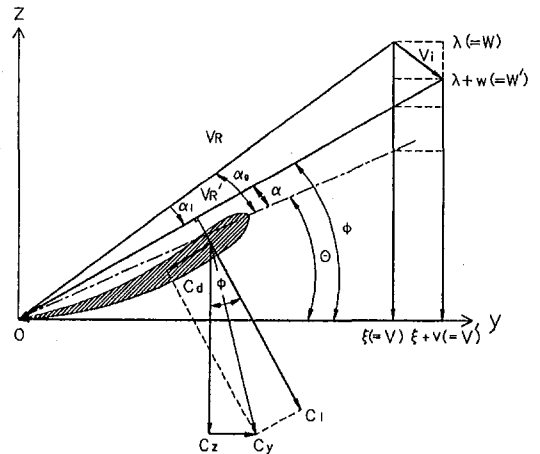


Fig. 6 Velocity and Force Diagram of Glauert Method

2.4 계산 방법

앞서 기술한 내용에 따라 HAWT의 성능을 나타내는 C_p 를 구하는 계산방법을 계산 순서에 입각하여 기술하면 아래와 같다.

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

- $\alpha, C_l, C_d, C_y, C_z$

$$\alpha = \phi - \theta$$

$$C_l = C_l(\alpha), \quad C_d = C_d(\alpha) \quad (25)$$

$$\alpha = \frac{Bc}{2\pi r_e} = \frac{Bt}{2\pi \eta_e} \quad (26)$$

— 깃단 수정인자 F 를 구하는 공식은 여러 학자에 의해 제시되었다. 여기서는 식 (27) 과 같은 Prandtl의 깃단 수정인자를 택하였다.

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

여기서 $0 < F < 1$

— w ; 식 (9) 를 A라 놓으면 이식과 식 (22) 로 부터 식 (28) 이 얻어진다.

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

— v ; 식 (15) 를 C라 놓으면 이식과 식 (23) 로 부터 식 (29) 가 얻어진다.

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

이상의 계산방법 및 그 순서는 Fig. 7로 나타내었다. 여기서 보듯이 일단 처음에는 v, w 의 초기값을 $v=0, w=0$ 로 하여 식 (24) 부터 식 (29) 까지의 미지수의 값을 구한후 식 (28) 과 식 (29) 로 v, w 값을 다시 구한다. 그리고 현 과정에서 얻어진 v, w 의 값을 바로전의 과정에서 얻은 v 또는 w 의 값과 비교하여 정해진 수렴한도에 들면 계산을 중단하고, 이어서 공력계수를 계산하고 그렇지 않으면 v, w 값이 수렴한계에 이를 때까지 다시 계산을 반복한다. 이렇게 하여 v, w 값이 결정되면 동력계수 C_p 는 아래의 공식으로 계산한다.

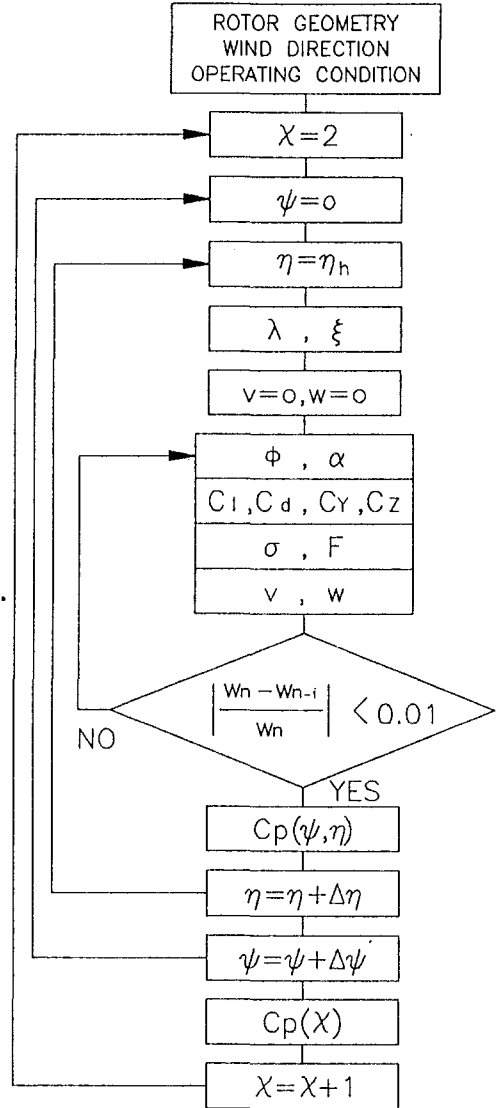


Fig. 7 Flow Chart of Glauert Method

동력계수는 식 (30) 과 같이 정의되므로 먼저 회전력계수 (torque coefficient) C_q 를 구해야 한다.

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

회전력계수 C_q 를 구하기 위해서는 먼저 Q 를 아래와 같이 구한다.

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

$$= \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^{N_f} \left[\sum_{i=1}^{N_R} \rho \pi r_e \sigma V_R^2 C_Y r_e \Delta r_e \right]_{\Psi_j} \Delta\Psi_j \quad (31)$$

그러므로

$$C_Q = \frac{Q}{12\rho V_\infty^3 R^3}$$

$$= \frac{1}{\pi} \sum_{j=1}^{N_f} \left[\sum_{i=1}^{N_R} \sigma \eta^2 x^2 [(\lambda+w)^2 + (\xi+v)^2] C_Y \Delta\eta \cos^3\beta \right]_{\Psi_j} \Delta\Psi_j \quad (32)$$

여기서 N_R ; 반경방향 깃 분할수, N_f ; 방위 각방향 분할수
따라서 본 연구의 최종 계산목표인 동력계수 C_P 는 식(33)과 같다.

$$C_P = \frac{1}{\pi} \sum_{j=1}^{N_f} \left[\sum_{i=1}^{N_R} \sigma \eta^2 x^3 [(\lambda+w)^2 + (\xi+v)^2] C_Y \Delta\eta \cos^3\beta \right]_{\Psi_j} \Delta\Psi_j \quad (32)$$

III. 계산결과 및 고찰

앞에서 언급한 계산을 수행하기 위해서는 익형의 양력계수 C_l 과 항력계수 C_d 의 값을 알아야 한다. 본 연구에서는 풍력터빈의 익형으로 일반적으로 가장 널리 쓰이며 자료가 풍부한 NACA0012를 택하였다. C_l , C_d 는 공격각 α , 레이놀즈수 그리고 마하수등의 함수이나 여기서는 마하수의 영향은 무시하고 레이놀즈수에 대한 평균값을 취하여 만든 식⁹⁾을 사용하여 계산을 수행하였다. 식의 결과는 Fig. 8에 나타냈다.

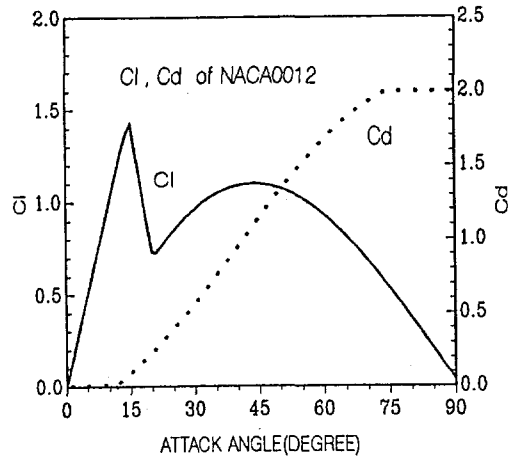


Fig. 8 Cl AND Cd OF NACA 0012

본 계산방법의 타당성여부는 아래의 실험 결과와 비교를 통하여 증명될 수 있다. 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 로타깃 형상을 갖는 HAWT (WT1이라 명명함)에 대한 풍동실험 결과¹⁰⁾와, 그리고 요각이 있는 경우에 대해서는 ENSMA에서 행한 무차원 허브반경 (hub radius) $\eta_h=0.2$, 종횡비 (aspect ratio) $AR=16$, 깃수 $B=3$, 익형 NACA 0012인 직사각형 깃을 갖는 HAWT (WT2이라 명명)에 대한 풍동실험 결과⁹⁾와 비교하였다.

풍력터빈 피치각의 경우는 실험결과가 없어서 비교가 불가능하였다.

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

No	1	2	3	4	5	6
η	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
θ	15.2	11.1	5.6	2.4	0.8	-0.4
t	0.12	0.118	0.110	0.101	0.089	0.075
No	7	8	9	10	11	12
η	0.7	0.8	0.85	0.90	0.95	0.987
θ	-1.2	-1.6	-1.8	-1.9	-2.0	-2.1
t	0.060	0.047	0.042	0.035	0.030	0.027

그 결과는 WT1에 대하여 Fig. 9, 10, 11에 제시하였다(여기서 Exp. Res; Experimental Result, Pre. Meth; Present Method). Fig. 9, 10, 11에서 보면 실험값이 계산값보다 조금 큰 경향이 있는데 이는 WT1의 경우는 원래 NACA 23012를 익형으로 택하였고 본 계산에서는 NACA 0012를 택한 때문으로 분석된다. 그리고 요각이 있는 경우에 대한 비교는 WT2에 대하여 Fig. 12에 제시하였다. 이로부터 계산결과는 상당히 만족스러운 것임을 알 수 있다.

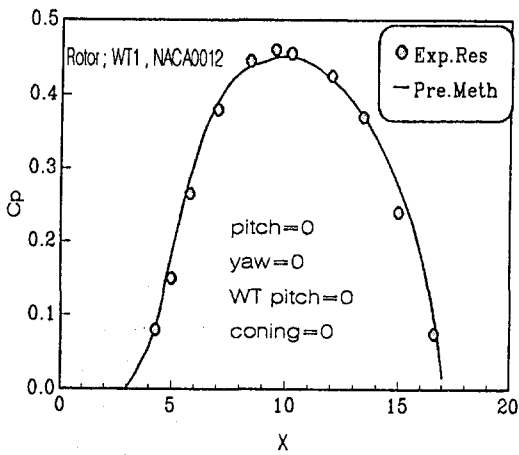


Fig. 9 COMPARISON (1) ; EXPERIMENT-COMPUTATION

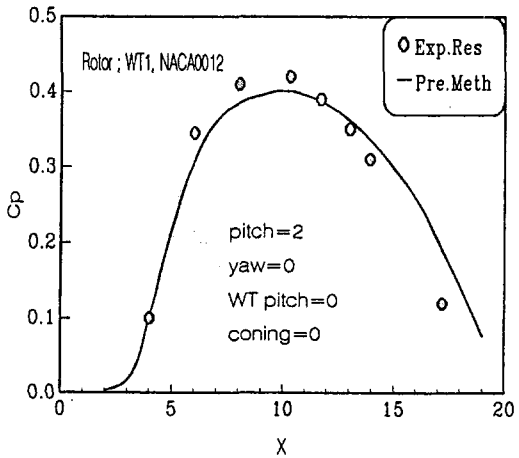


Fig. 10 COMPARISON (2) ; EXPERIMENT-COMPUTATION

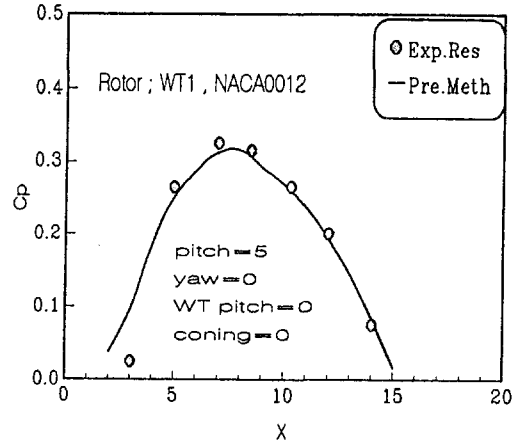


Fig. 11 COMPARISON (3) ; EXPERIMENT-COMPUTATION

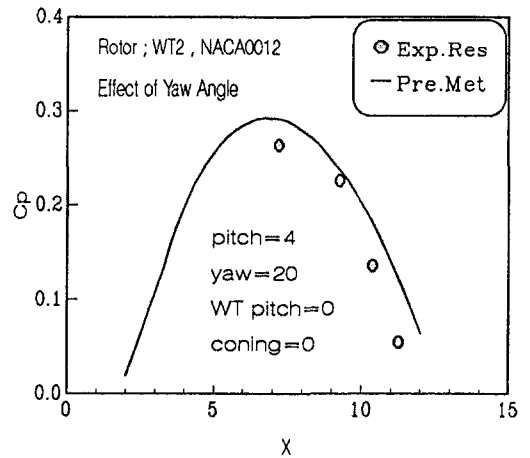


Fig. 12 COMPARISON (4) ; EXPERIMENT-COMPUTATION

IV. 결 론

지금까지의 HAWT에 대한 성능예측은 주로 풍향이 로타의 회전축에 평행한 경우에 대해 또는 요각정도를 고려한 경우에 대하여 제한적으로 행하여져왔다. 이에 본 논문에서는 풍향에 제한을 받지 않는 완전 비축유동의 경우에 대한 HAWT의 성능예측을 그 목적으로 하였다. 이를 위하여 요각이외에 풍력터빈 피치각을 정의하여 임의의 풍향을

나타내었으며 그리고 성능예측을 위한 해석 방법으로는 현재 가장 보편적으로 사용되고 있는 Glauert 방법을 기본해석법으로 택하여 이를 임의의 풍향에 대하여 적용가능하도록 수정을 가하여 새로운 Glauert방법을 개발하였다.

이같은 Glauer방법을 적용하여 계산한 결과를 기존의 풍동실험 결과와 비교하여 만족스러운 결과를 얻었다. 이는 Glauert방법 자체의 간단명료함과 계산에 소요되는 시간을 고려하여 볼때 대단히 효과적인 해석법임을 증명하여 주는 것이다.

참 고 문 헌

1. Glauert, H., Airlplane Propellers, Aerodynamic Theory Vol. IV Division L (Edited by W. F. Durand), Dover Publication, N. Y., pp. 169-360, (1963)
2. De Vries, O., Fluid Dynamic Aspects of Wind Energy Conversion, AGARD-AG-243, NATO, Neuilly-sur-Seine, pp. 4. 1-4. 50. (1979)
3. Wilson, R. E. and Lissaman, P. B. S., Applied Aerodynamics of Wind Power Machines, Oregon State Univ., Oregon, pp. 1-60, (1974)
4. Afjeh, A. A., "Wake Effects on the Aerodynamic Performance of Horizontal Axis Wind Turbines", NACA CR-174920, (1984)
5. Miller, R. H., "Rotor Hovering Performance Prediction using the Method of Fast Free Wake Analysis", Journal of Aircraft, Vol. 20, No. 3, pp. 257-261, (1983)
6. Afjeh, A. A. and Keith Jr, T. G., "A Simplified Free Wake Method of Horizontal-Axis Wind Turbine Performance Prediction", Journal of Fluids Engineering, Vol. 108, pp. 400-406, (1986)
7. Preuss, R. D., Suci, E. O. and Morino, L., "Unsteady Potential Aerodynamics of Windmills", AIAA Journal, Vol. 18, No. 4, pp. 385-393 (1980)
8. Dulikravich, D. S., "WIND-Computer Program for Calculation of Three Dimensional Potential Compressible Flow about Wind Turbine Rotor Blades", NASA-TP-1729, (1980)
9. Fabignon, Y., Study on the Horizontal Axis Wind Turbine, D. E. A. Rapport, ENSMA, Poitiers, pp. 1-80, (1981)
10. Wainauski, H. S., Wind Tunnel Test of a 1/30 Scale Model of a 3.5 MW Wind Turbine, Hamilton Standard, pp. 1-75. (1978)

기 호 설 명

B : 회전깃 수
 c : 시위길이
 C_x : 접선력 계수
 C_z : 축력 계수
 R : 깃 반경
 r : 국소 반경
 (U, V, W) : 유입 유동속도의 반경, 접선, 축방향 성분
 (U', V', W') : 로타에서의 유동속도의 반경, 접선, 축방향 성분
 (u, v, w) : 유도속도의 반경, 접선, 축방향 성분
 V_R : 유입유동 합속도
 V'_R : 로타에서의 합속도

그리스 문자

α : 유효 공격각
 α_g : 기하학적 공격각
 α_i : 유도 공격각
 η : 무차원 국소반경
 θ : 깃각
 θ_i : 뒤틀림각
 θ_p : 깃 피치각
 ρ : 공기 밀도
 σ : 국소 면적비
 ϕ : 유입각
 x : 깃단 속도비
 Ω : 로타의 회전각속도
 ω : 로타에서의 유체각속도