

자유후류 해석을 통한 수평축 풍력 터빈의 성능 및 소음 예측

Wind Turbine Performance and Noise Prediction by Using Free Wake Method

신형기*, 설희성*, 이수갑*
(Hyung-kee Shin*, Hyuo-sung Sun*, Soo-gab Lee*)

*서울대학교 항공우주공학과

(접수일자: 2001년 2월 15일; 수정일자: 2001년 10월 4일; 채택일자: 2001년 12월 18일)

본 연구에서 곡선 와동 요소와 CVC (Constant Vorticity Contour) 후류 모델이 수평축 풍력 터빈의 공력 성능 및 소음을 예측하기 위해 사용되었다. 또한 2차 회귀에 근거하여 회전수의 예측을 하였다. 광대역 소음을 예측은 경험식에 근거한 방법을 사용하였다. 직선 와동요소 대신에 BCVE (Basic Curved Vortex Element)와 SIVE (Self Induction Vortex Element)를 사용하는 곡선 와동 요소를 사용하였으며 CVC 후류 모델에서 와동의 강도는 블레이드의 스패방향 및 와동을 따라서 일정하다고 가정하였다. 이렇게 만들어진 자유 후류는 와동 격자를 대체한다. 본 방법은 여타의 방법에 비해 훨씬 적은 계산 시간을 요구하며 후류의 정확한 구조를 모사할 수 있었다. 검증용 위해서는 김준모의 실험과 Zond사의 Z-40FS의 모델을 성능 예측 결과와 WTS-4와 USWP를 소음 예측 결과와 비교하였다. 계산 결과는 실제의 실험치와 잘 일치하는 것으로 나타났다.

핵심용어: 수평축 풍력터빈, 곡선 와동 요소, CVC 후류 모델, 광대역 소음 예측

투고분야: 소음 및 공력음향 분야 (10.7)

In this paper, a free wake analysis based on the curved vortex element and CVC wake model is used to predict the aerodynamic performance and noise for HAWT. Also for prediction of RPM, a maximum value through a quadratic regression was suggested. And for a noise prediction, the broadband noise prediction method based on experimental equation was used. The curved vortex element uses a BCVE and an SIVE instead of a straight vortex element. In the CVC wake model, the vortex strengths are assumed to be constant along a span and a vortex filament. The free wake structure made by the curved vortex element and CVC was substituted for a vortex lattice, so it has an advantage for the less calculation time and a depiction of accurate wake structure. For the verification of this program, calculated results are compared with Mr. Kim's experiment model and Zond Z-40FS for performance and with WTS-4 and USWP models for noise. Good agreements are obtained between the predicted and the measured data for the performance and far-field noise spectra.

Keywords: Horizontal axis wind turbine, Curved vortex element, CVC wake structure, Broadband noise prediction

ASK subject classification: Noise and aeroacoustics (10.7)

I. 서론

풍력 발전의 핵심 기술 부분 가운데 하나는 회전익 (rotor)의 설계이다. 바람이 가지는 운동 에너지는 회전익을 통해 발전에 필요한 기계적인 에너지로 전환된다. 따라서 회전익의 설계는 전체 시스템의 효율을 좌우하게 한다.

본 연구에서는 이러한 회전익의 설계 및 해석을 위한 프로그램을 개발하였다. 유동의 해석을 위해서는 곡선 와동 요소 (curved vortex element)를 이용하여 CVC (Constant Vorticity Contour)를 만들어 자유 후류 (free wake)를 만든다. 곡선 와동 요소에서 속도의 계산은 와류선 (vortex filament) 위에 있지 않은 점에서는 BCVE (Basic Curved Vortex Element)를 이용하여, 와류선 위에 있는 점에서는 SIVE (Self Induction Vortex Element)를 이용하여 수행된다. 이러한 방법으로 만들어지는 자유 후류는 실제의 후류를 좀더 사실적으로 묘사할 수 있는 장점이 있다.

이렇게 만들어진 자유 후류와 블레이드 위의 와류 패널을 이용하여 계산된 속도장과 2-D 에어포일 데이터를 이용하여 블레이드 위의 하중 분포가 계산된다. 특히, 포텐셜 유동에서는 계산할 수 없는 점성효과에 의한 항력의 고려를 위해서 2-D 에어포일 데이터를 이용하게 된다. 이러한 방법은 계산시간의 단축과 정확도의 향상을 동시에 이룰 수 있다.

소음의 해석은 위와 같은 방법으로 구해진 유동장을 통해 이루어지게 된다. 그러나 풍력 발전의 주된 공력 소음원이 난류에 의한 소음원이기 때문에 아직까지 정확한 소음 해석은 불가능하며, 실험식 등에 의존한 방법으로 해석하게 된다.

II. 본문

2.1. 유동 및 성능의 해석

헬기나 풍력발전의 로터의 경우 후류는 곡선의 형태로 생긴다. 이와 같은 곡선형태의 와류 (vortex)의 경우, 와류 요소 (vortex element)를 직선이 아닌 곡선으로 모델링하는 것이 유리하다. Bliss, Teske, Quackenbush의 연구에 따르면 원형의 와류선에서 속도를 계산할 때, 곡선 와류 요소의 경우, 같은 정확도를 얻기 위해 직선 형태의 와류 요소에 비해 요소의 수는 1/10이 필요하며, 계산시간의 경우 38% 정도만을 소요한다[1].

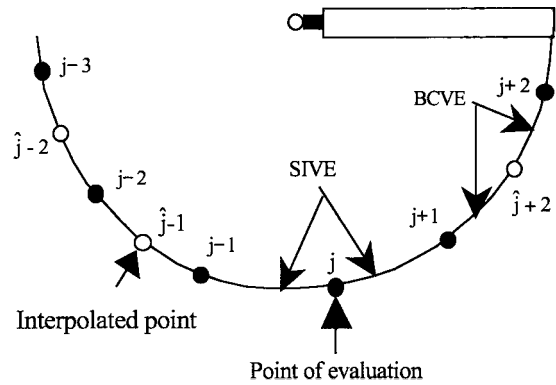


그림 1. 자유 후류를 구성하는 와류선 (vortex filament)의 구성
Fig. 1. Typical arrangement of element to form a rotor.

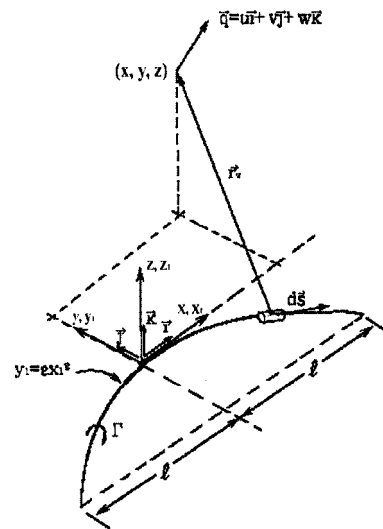


그림 2. 포물선 위의 Biot-Savart 적분을 위한 기하학적 형상
Fig. 2. Geometry for the Biot-Savart integration over a parabolic arc.

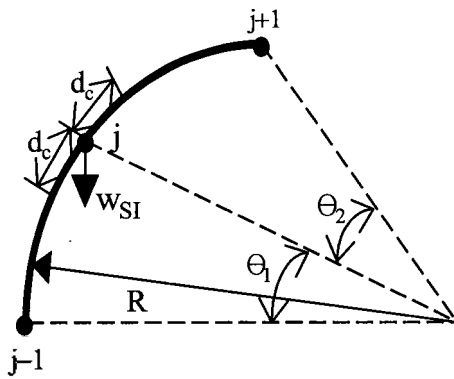
와류선은 그 자체가 특이해이다. 따라서 곡선 형태로 만들어지는 와류선은 속도를 계산하고자 하는 위치에 따라서 그림 1과 같이 두 가지 방법으로 모델링하게 된다.

첫째는 BCVE라고 하여 속도를 계산하는 위치가 와류선의 밖에 있을 때 모델링되는 방법이다. BCVE는 곡선 와류선 (curved vortex filament)을 다음과 같은 2차 곡선으로 근사시킨다.

$$y = \epsilon x^2 \tag{1}$$

이 2차 곡선으로 구하고자 하는 속도는 다음 그림 2에서 보는 것과 같으며, 여기서 속도 \vec{q} 는 Biot-Savart 법칙에 의해 다음과 같이 나타낼 수 있다[2].

$$\vec{q} = -\frac{1}{4\pi} \int_c \frac{\Gamma \vec{r}_v \times \vec{d}s}{r_v^3} \tag{2}$$



Circular

그림 3. SIVE에서 Biot-Savart 적분을 위한 기하학적 형상
Fig. 3. SIVE geometry for the Biot-Savart integration.

구하고자 하는 속도를 $\vec{q} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k}$ 라 하면 각각의 속도 성분은 다음과 같이 표시된다[1].

$$u = -\frac{\epsilon\Gamma_0 z}{2\pi} I_1 \Big|_{arc} + \frac{\epsilon\Gamma_1 z}{2\pi} I_2 \Big|_{arc} \quad (3)$$

$$v = -\frac{\epsilon\Gamma_0 z}{4\pi} I_0 \Big|_{arc} - \frac{\epsilon\Gamma_1 z}{4\pi} I_1 \Big|_{arc} \quad (4)$$

$$w = \frac{y\Gamma_0}{4\pi} I_0 \Big|_{arc} - \frac{2\epsilon\Gamma_0 x - y\Gamma_1}{4\pi} I_1 \Big|_{arc} - \frac{2\epsilon\Gamma_1 x - \epsilon\Gamma_0}{4\pi} I_2 \Big|_{arc} + \frac{\epsilon\Gamma_1}{4\pi} I_3 \Big|_{arc} \quad (5)$$

$$\Gamma(x_1) = \Gamma_0 + \Gamma_1 x_1 \quad (6)$$

$$I_n = \int \frac{x_1^n}{[cx_1^2 + bx_1 + a]^{3/2}} dx_1 \quad (7)$$

두 번째는 SIVE라 하여 속도를 계산하고자 하는 점이 와류선 (vortex filament) 위에 있을 때 행해지는 방법이다. SIVE의 기하학적 형상은 그림 3과 같이 3개의 점을 연결하는 원을 이룬다. 이때 점 j에서의 속도는 Biot-Savart 적분에 의해서 다음과 같이 구해진다.

$$w_{SI} = -\frac{\Gamma}{4\pi R} \ln \frac{4R}{d_c} - \frac{\Gamma}{8\pi R} \ln \left[\tan \frac{\theta_1}{4} \tan \frac{\theta_2}{4} \right] \quad (8)$$

여기서 d_c 는 cut-off distance를 나타내며 이 값은 다음과 같이 구해진다[3].

$$d_c = \frac{a_c}{2} e^{-(A-C-\frac{1}{2})} \quad (9)$$

$$A = \lim_{r \rightarrow \infty} \left[\int_0^r \bar{r} w_0^2 d\bar{r} - \ln \bar{r} \right] \quad (10)$$

$$C = \int_0^\infty 2\bar{r} w_0^2 d\bar{r} \quad (11)$$

풍력 터빈의 블레이드 뒤에 생기는 자유 후류는 이렇게 만들어진 곡선 와류 요소를 기반으로 하여 CVC (constant

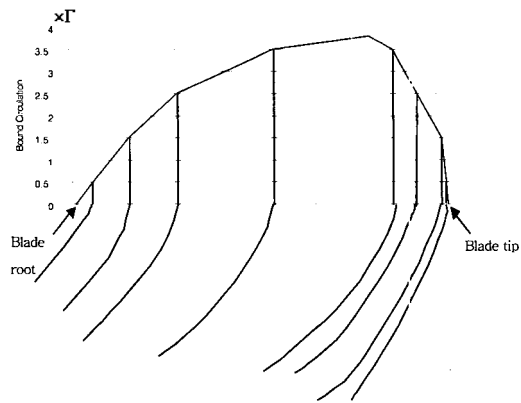


그림 4. 블레이드 위의 순환 강도 분포에 의한 release point 결정
Fig. 4. Radial bound circulation distribution, showing the release points of trailing wake filament.

vorticity contour)로 구성된다. CVC는 그것을 구성하는 각각의 와류선에 대해 그 강도가 스펠 방향과 와류선의 길이 방향에 대해 일정한 와류선으로 만들어진다. 이러한 와류선은 스펠 방향의 개수의 밀도에 의해서 블레이드 위의 순환 (circulation) 분포를 설명한다. 여기서 필요한 와류의 강도와 released point는 다음 식과 그림 4에서 보는 것과 같이 결정된다[3].

$$\Gamma = \frac{1.2 \max(\Gamma(r))}{0.5N} \quad (12)$$

$$(r_v)_n = r_a + [(n+0.5)\Gamma - \Gamma(r_a)] \frac{r_b - r_a}{\Gamma(r_b) - \Gamma(r_a)} \quad (13)$$

토크의 계산은 다음과 같이 이루어진다. 블레이드와 자유 후류, 풍속의 영향을 고려하면 어떤 점에서의 속도는 다음과 같이 표시된다.

$$\vec{q}_j = (\vec{q}_{freestream})_j + (\vec{q}_{wake})_j + (\vec{q}_{blade})_j \quad (14)$$

이것을 이용하면 블레이드의 한 섹션에서 양력과 유효 받음각 α_e 를 계산할 수 있다. 항력은 여기서 계산된 α_e 를 이용하여 이차원 에어포일 데이터를 참고한다. 이와 같은 방법으로 점성에 의한 항력까지 고려하게 된다. 따라서 로터 축에 작용하는 토크는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$Q = L \sin \Phi * \cos \theta_y * r + D \cos \Phi * \cos \theta_y * r \quad (15)$$

2.2. 회전수 예측

헬기의 로터나 프로펠러와 같은 회전익의 경우 동력원에 의해 축을 강제로 돌려주기 때문에 회전수는 하나의 입력값이 된다. 그러나 풍력 발전의 경우 유동에서 에너

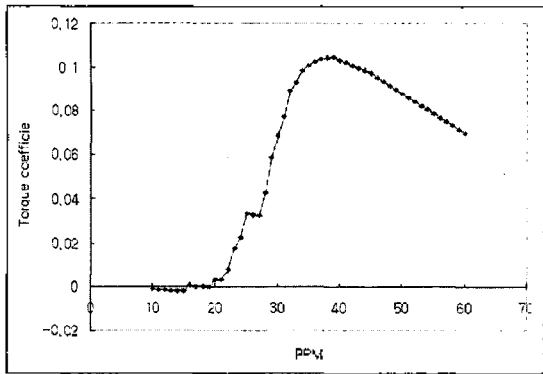


그림 5. 코드상의 RPM 변화와 토크 변화의 관계
Fig. 5. Distribution for various RPM.

지를 흡수하여 회전하므로 회전수는 출력값 (output value) 이 되어 예측해야 하는 값 중 하나가 된다. 특히 설계 단계에서는 주어진 조건에서 회전수를 알아내는 것이 출력 (power)의 예측에 있어서 중요하다.

일반적으로 유동의 해석에 있어서 물체의 움직임에 대한 속도는 입력값이 되고 그것에 기초하여 경계조건 등을 적용하게 된다. 하지만, 풍력발전의 경우 초기에 그 회전 속도를 알 수 없다. 이러한 경우 풍속만을 입력값으로 하여 계산할 경우 계산의 복잡성을 요하게 된다. 따라서 본 논문에서는 다음과 같은 방법으로 회전수를 계산하였다.

회전수 예측의 기준값으로는 어떤 회전수 Ω 를 입력값으로 하였을 때 계산에 의해 예측할 수 있는 토크 Q 를 사용하였다. 코드의 계산 결과에 의한 Ω 에 대한 Q 의 값은 다음 그림 5와 같다. 회전수는 공기역학적 힘에 의해 블레이드에서 만들어지는 토크와 축에 걸리는 저항이 평형을 이루는 곳에서 결정된다. 그러나 설계단계에서는 축에 걸리는 저항을 알기가 쉽지 않다. 따라서, 코드에서의 계산 단계에서는 토크와 저항의 평형점이 아니라 최대 토크가 발생하는 회전수를 찾는다.

이 최대 토크를 만드는 회전수를 찾기 위해서는 2차의 회귀분석을 이용한다[4]. 그림 5에서 보는 것과 같이 그래프의 특성이 2차 곡선과 유사하지만, 계산상의 문제로 약간의 섭동이 나타나기 때문에 기울기를 이용하여 최대값을 찾는 방법은 적당치 않다. 따라서, 일정한 범위에서 몇 개의 점을 이용하여 2차 회귀곡선을 만든 후 그것에 의해 구해지는 최대값의 주변을 새로운 범위로 만들어 그 범위를 좁혀가며 최대값을 구하는 방법을 이용하였다. 이것에 대한 간략한 순서는 그림 6과 같다. 연구 결과 6개의 점을 이용하여 회귀분석을 하는 것이 최소의 점을 이용하여 정확한 값을 찾는데 유용하였으며, 대체로 4~5단계에서 값을 찾을 수 있었다.

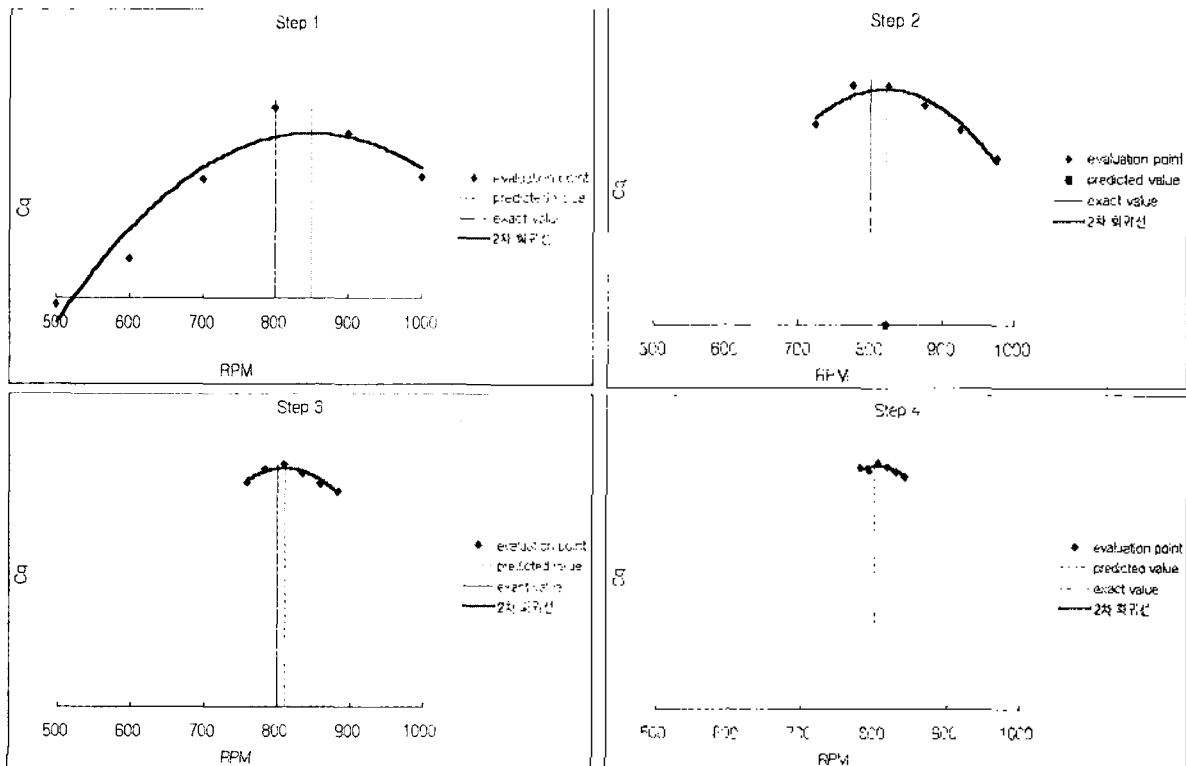


그림 6. RPM 추적 기법
Fig. 6. RPM searching method.

2.3. 광대역 소음의 해석

수평축 풍력 터빈의 주요 소음원은 난류 유입 소음, 난류 경계층 소음, 외동 발산 소음이다. 이것에 대한 구체적인 해석은 다음과 같다.

2.3.1. 난류 유입 소음 (Turbulence Ingestion Noise, TIN)

수평축 풍력 터빈의 경우 축 방향의 난류 성분이 중요하다. 이 축방향 성분은 다음과 같이 가정될 수 있다.

$$w = \bar{w} e^{i\omega(t-z/V_w)} \quad (16)$$

바람에서 난류는 대기의 상태에 민감하게 반응한다. 대기의 온도를 지표면에 대한 높이의 함수로 생각하고 다른 요인을 일정하다고 하면, 높이 h 에서의 난류강도는 다음과 같다[4].

$$\bar{w}^2 = w_r^2 \{ h w_r / [V_w R (w_r - 0.014 w_r^2)] \}^{(-2/3)} \quad (17)$$

이것에 의해 유도되는 섭동력 $\partial F/\partial t$ 는 다음과 같다.

$$\left(\frac{\partial F}{\partial t}\right)^2 = \omega^2 \bar{w}^2 e^{2i\omega(t-z/V_w)} |G(k)|^2 \quad (18)$$

음원을 점이중극 (point dipole)으로 생각하고 파장이 청자와의 거리 r_0 에 비해 작을 경우 섭동력 $\partial F/\partial t$ 에 의한 음압은 다음과 같이 된다[5].

$$p(\bar{r}, t) = \frac{\sin \phi}{4\pi c_0 d_0} \int \frac{\partial F(t-d_0/c_0)}{\partial t} \quad (19)$$

따라서 위 식을 적분하여 SPL로 표시하면 다음과 같다.

$$SPL_{1/3}(f) = 10 \log_{10} [B \sin^2 \theta \rho^2 c R \bar{w}^2 U^4 / (d_0^2 c_0^2)] + K_a(f) \quad (20)$$

2.3.2. 난류경계층소음 (Turbulent Boundary-Layer/Trailing-Edge Interaction Noise: TBN)

Schlinder와 Amiet는 실험과 연구를 통해 헬기에서 마하수, 경계층 두께, 블레이드의 길이, 청자의 위치의 항들을 포함하는 난류 경계층 소음의 예측 방법을 개발하였다. 이 방법은 하나의 2차원 에어포일 단면에 의해 생기는 난류 경계층 소음을 예측할 수 있으며 그 자세한 내용은 참고문헌 [6]에 나타나 있다. 이것은 수평축 풍력 발전의 난류 경계층 소음에 역시 응용될 수 있다. 하나의 2차원 에어포일에 의해 발생하는 난류 경계층 소음의 소음 스펙

트럼은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$SPL_{1/3}(f) = 10 \log \left\{ K_2 U^6 \bar{B} D \frac{\delta_s}{r_0^2} \left(\frac{S}{S_{max}} \right)^4 \times \left[\left(\frac{S}{S_{max}} \right)^{1.5} + 0.5 \right]^{-4} \right\} \quad (21)$$

여기서 K_2 는 실험에 근거한 보정값으로 풍력 발전의 블레이드의 경우 5.5를 사용한다.

식 (19)는 기본적으로 2차원 에어포일에 대한 예측값이므로 회전하는 블레이드의 경우, 블레이드를 길이 l 로 분할하여 그곳의 속도 U , 청자에 대한 소음 레벨의 기여도 등을 모두 고려하여 계산된다. 속도 U_x 는 유동의 해석에서의 결과를 이용하며, 경계층 두께 δ 는 평판의 경우로 가정하여 $\delta_x = 0.37 c_x / (R_N)^{0.2}$ 로 계산한다. \bar{D} 는 소음 방사의 방향성을 나타내며 다음과 같이 이중극 소음의 특성을 나타낸다.

$$\bar{D}(\theta) = \frac{\sin^2(\theta/2)}{(1 + M \cos \theta)[1 + (M - M_c) \cos \theta]^2} \quad (22)$$

여기서 M_c 는 대류 마하수 (convection mach number)를 나타내며 $0.8M$ 으로 계산되었다.

2.3.3. 외동 발산 소음 (Trailing-edge bluntness Vortex Shedding Noise: VSN)

Blake의 연구에 따르면 외동 발산 주파수의 중심 스트롤 수는 $St=0.25$ 이며 소음 레벨은 뒷전의 두께와 속도의 6승에 의존한다[7]. 이 중심 스트롤 수는 날개나 평판, 실린더의 외동 발산에서도 잘 맞는 것으로 나타난다[8-10]. 그러나 이 결과들은 난류 경계층 변위 두께 (turbulent boundary-layer displacement thickness) δ^* 가 특성 길이 (characteristic dimension) t 에 비해 작을 때이다 ($t/\delta^* > 40$). NASA Langley Quiet-Flow Facility의 연구 결과는 t/δ^* 가 작은 경우 스트롤 수 0.1이 사용될 수 있으며 이 경우 소음 레벨은 속도의 5.3승에 의존하는 결과를 보인다. 참고문헌 [11]의 방향성 분포를 이용하여 1/3 옥타브 밴드의 소음 레벨을 나타내면 다음과 같다.

$$SPL_{1/3}(f) = 10 \log \left[\frac{K_3(f) B U^6 t \sin^2 \theta \sin^2 \phi}{(1 + M \cos \theta)^6 r_0^2} \right] \quad (23)$$

for $t/\delta^* > 1.3$

$$f_{max} = \frac{0.25 U}{t + \delta/4} \quad (24)$$

$$SPL_{1/3}(f) = 10 \log \left[\frac{K_4(f) B U^{6.3} t \sin^2(\theta/2) \sin^2 \psi}{(1 + M \cos \theta)^3 [1 + (M - M_c) \cos \theta]^2 r_0^2} \right]$$

for $t/\delta^* < 1.3$ (25)

$$f_{max} = 0.1 U/t$$
 (26)

여기서 $K_4(f)$ 는 참고 문헌 [10]의 데이터와 식 (25)를 비교하여 얻을 수 있으며 $K_3(f)$ 는 $t/\delta^* = 1.3$ 인 경우에 식 (23)과 식 (25)를 비교하여 얻을 수 있다.

2.4. 성능 및 소음의 예측치와 실험치의 비교

2.4.1. 성능 예측의 결과

그림 7은 자유 후류 모델을 이용한 후류의 해석을 보여 준다. 실제의 후류 팽창 등을 잘 묘사함을 알 수 있다. 출력은 다음과 같이 토크와 회전수의 곱으로 표시된다.

$$P_{shaft} = Q \times \Omega$$
 (27)

$$P_{output} = P_{shaft} \times \eta_{system\ efficiency}$$
 (28)

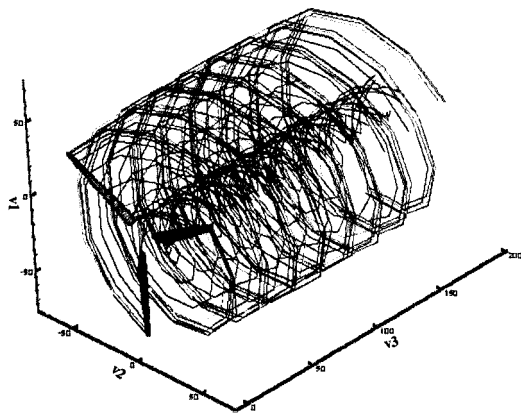


그림 7. 로터 뒷면의 후류 형상
Fig. 7. Wake geometry.

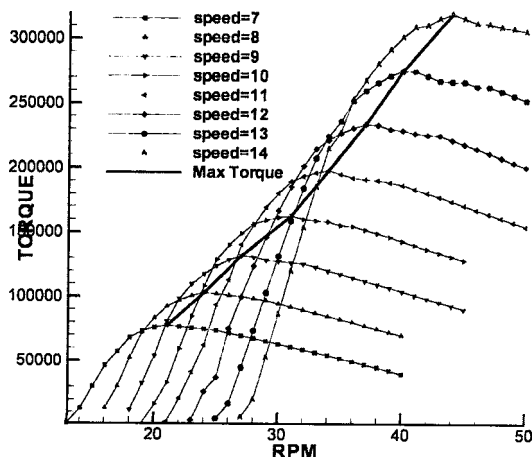


그림 9. RPM 변화에 따른 토크의 변화 (계산치)
Fig. 9. Torque vs rotational speed.

이렇게 계산된 P_{output} 과 ZOND 사의 500 kW급의 풍력 발전 장치(Z-40FS)의 실험치를 비교하면 그림 8과 같다. 계산에서는 점성효과 등의 손실 요인이 정확히 고려되지 않아 실험치에 비해 출력값을 크게 예측하지만 풍속이 빨라짐에 따라서 실험치보다 계산치가 약간 작음을 알 수 있다. 이는 실제 풍력 터빈에서 풍속이 빨라질수록 전체 시스템의 효율이 증가하지만 계산에서는 이 효율을 일정하게 놓은 것에 기인한다. 하지만 전반적인 경향과 그 값은 납득할 수 있는 수준의 정확도를 보여준다.

그림 9는 풍속과 회전수에 따른 토크 값의 변화를 보여 준다. 풍속이 커질수록 최대 토크 값은 커지며, 회전수에 대해서는 어느 일정 회전수에서 토크가 최대가 됨을 알 수 있다. 이것은 일반적인 풍력 터빈의 경향과 잘 일치한다[12].

회전수 계산 결과와 부산대의 실험 자료를 비교하면 표 1과 같으며 예측 단계에 대한 오차는 그림 10과 같다

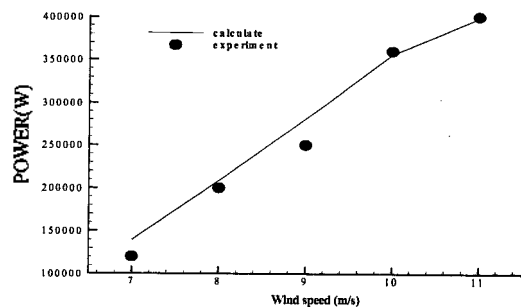


그림 8. 풍속에 대한 파워 변화 (RPM=30, 회전율을 제외한 발전기 시스템 효율=0.7)

Fig. 8. Power vs wind speed (RPM=30, assume system efficiency 0.7).

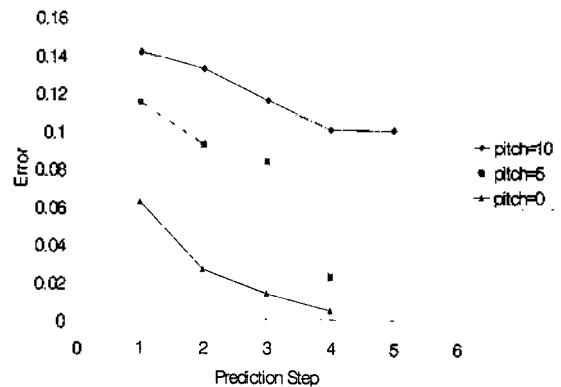


그림 10. RPM 예측 결과 (model 1, 풍속=6m/s)
Fig. 10. RPM prediction result (Model 1, wind speed=6m/s).

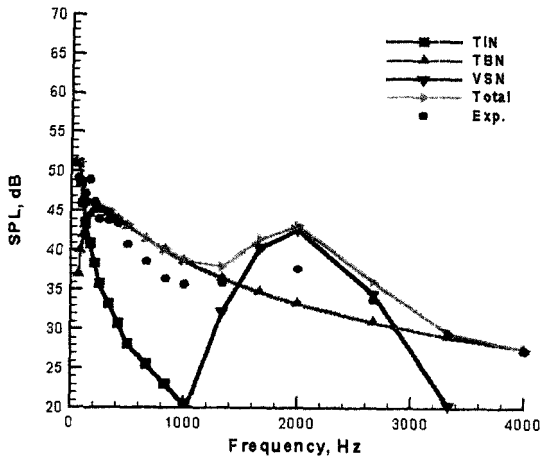


그림 11. USWP 모델에 대한 광대역 소음의 예측 및 측정치 비교
 Fig. 11. Comparison of the measured and predicted broadband noise for USWP($r_0=91m$).

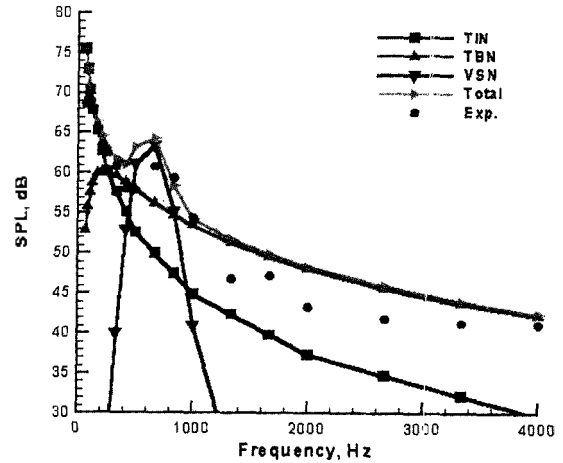


그림 12. WTS-4 모델에 대한 광대역 소음의 예측 및 측정치 비교
 Fig. 12. Comparison of the measured and predicted broadband noise for WTS-4($r_0=200m$).

표 1. RPM 예측 결과

Table 1. RPM prediction result (Model 1, wind speed=6m/s).

Pitch angle	RPM		error(%)
	prediction	EXP.	
0	528.9926	480	0.491325
5	613.3431	600	2.22385
10	803.9306	800	10.20679

[13]. 회전수 예측의 1단계에서 이미 실험치에 거의 근접하며 4~5 단계에서는 만족할 만한 정확도의 값으로 수렴함을 알 수 있다. 이것으로 보아 2차 회귀 분석을 이용한 방법은 풍력 터빈의 회전수를 예측하기에 적당한 방법임을 알 수 있다. 피치각에 따른 오차를 보면 피치 0°에서의 오차가 가장 크다. 이것은 피치 0°에서 받음각 자체는 가장 크기 때문에 실속이 일어나는 영역이 커져서 그 부분의 오차에 의한 것으로 보인다.

2.4.2. 소음 해석의 계산 결과

그림 11과 그림 12는 2.3에서 제시한 방법에 의해 계산된 소음과 실험치의 비교이다. 두 그림 모두 난류 유입 소음, 난류 경계층 소음, 와동 발산 소음과 이 소음들을 더한 총 소음의 주파수 성분에 대한 분포를 보여준다. 실험치의 측정 위치는 USWP의 경우는 축 방향으로 91 m, WTS-4의 경우는 축 방향 200 m의 위치이다. 이 그림들을 살펴보면, 저주파 영역에서는 난류 유입소음이 두드러지며 난류 경계층 소음은 고주파 영역에서 영향을 미침을 알 수 있다. 와동 발산 소음의 경우 에어포일의 뒷전 두께와 관련이 있는 중심 주파수를 기준으로 하는 일정 영역에서만 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다. 계산치의

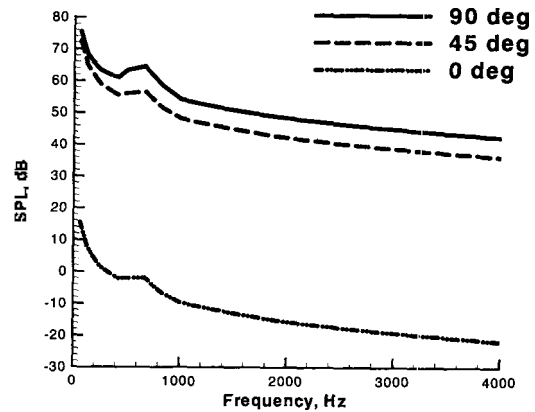


그림 13. WTS-4 모델의 광대역 소음 방향성
 Fig. 13. Directivity pattern of the predicted broadband noise for WTS-4.

합은 실험치와 비슷한 값을 얻었지만 실제 풍력터빈이 사용되는 환경과 계산에서 모델링된 유동 조건과의 차이로 인하여 4~5 dB 정도의 오차를 보인다.

그림 13은 풍력 터빈 광대역 소음의 방향성 (directivity) 의 예측값을 보여준다. 여기서 0°는 로터 회전면을 나타내며 90°는 축방향을 나타낸다. 소음이 대부분 축방향으로 전파됨을 알 수 있는데, 이것은 주요 소음원이 이중극 (dipole)소음의 특징을 가지기 때문이다.

III. 결론

지금까지 수평축 풍력 터빈의 성능 및 소음 해석을 위하여 곡선 와류 요소와 CVC를 이용하여 유동을 해석한

후 그 결과를 실험치와 비교하였다.

유동의 해석을 위해 사용된 곡선 와류 요소는 회전익 뒤의 후류의 형상을 잘 묘사하며 정확도에 대한 계산시간의 면에서 여타의 방법들보다 우수한 특성을 가진다. 특히 회전수의 예측과 같은 경우 전산유체역학 등과 같은 방법에 비해 빠른 시간에 계산을 가능하게 된다. 또한 이 방법은 후류의 형상과 운동하는 모습 등의 실제 물리적인 현상을 잘 묘사한다. 따라서 이러한 계산 시간에서의 단축은 해석 뿐 아니라 설계의 경우와 같이 다양한 경우에 대한 빠른 계산을 요하는 작업에서 상당히 유리한 특성을 갖는다.

이러한 예측기법을 바탕으로 실제 풍력 터빈의 성능과 소음에 대한 실험치와 비교한 결과 만족할 만한 결과를 얻었다. 이 검증을 통하여 풍력 터빈의 성능 및 소음 예측을 위한 기본적인 틀을 만들 수 있었다.

감사의 글

본 논문은 1998년도 에너지 학술진흥사업의 지원을 받아 수행되었음을 밝힙니다.

참고 문헌

1. D. B. Bliss, M. E. Teske, and T. R. Quackenbush, "A New Methodology for Free Wake Analysis Using Curved Vortex Elements," NASA contractor report.
2. J. Katz and A. Plotkin, "Low-Speed Aerodynamics" (McGraw Hill).
3. T. R. Quackenbush, D. B. Bliss, D. A. Wachspress, A. H. Boschitsch, and K. Chua, "Computation of Rotor Aerodynamic Loads in Forward Flight Using a Full-Span Free Wake Analysis," NASA contractor report.

4. Boeing Engineering and Construction, "MOD-2 Wind Turbine System Concept and Preliminary Design Report," U.S. Department of Energy, Rept. DOE/NASA 0002-80/2, July 1979.
5. N. Curle, "The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound," *Proceedings of the Royal Society of London*, vol. A231, pp. 505-514, 1955.
6. R. H. Schlinker and R. K. Amiet, "Helicopter Rotor Trailing edge Noise," NASA CR 3470, Nov. 1981.
7. W. K. Blake, "A Statistical Description of Pressure and Velocity Fields at the Trailing Edges of a Flat Strut," David W. Taylor Naval Ship R&D Center, Rept. 4241, Dec. 1975.
8. E. Berger, and R. Wille, "Periodic Flow Phenomena," *American Review of Fluid Mechanics*, vol. 4, pp. 313, 1972.
9. D. M. Chase, "Noise Radiated from an Edge in Turbulent Flow," *AIAA Journal*, vol. 13, pp. 305-306, Aug. 1975.
10. T. F. Brooks and T. H. Hodgson, "Prediction and Comparison of Trailing Edge Noise Using Measured Surface Pressures," *AIAA Paper*, 80-0977, June, 1980.
11. M. S. Howe, "A Review of the Theory of Trailing Edge Noise," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 61, no. 3, pp. 437-465, Dec. 1978.
12. G. L. Johnson, "Wind Energy System" (ASME PRESS) Chap. 5.
13. 김준모, 오재종, "풍력 터빈 블레이드의 항공역학적 최적 설계 및 풍동실험을 통한 검증," *한국항공우주학회지*, vol. 27, no. 7, pp. 21-29, 7, 1999.

저자 약력

● 신 형 기 (Hyung-Kee Shin)

1998년 2월: 서울대학교 항공우주공학과 학사
 2000년 2월: 서울대학교 항공우주공학과 공력소음 석사
 2000년 2월~현재: 서울대학교 항공우주공학과 박사과정
 ※ 주관심분야 Rotating Machinery Noise Prediction & Low-Noise Design Research

● 선 효 성 (Hyo-Sung Sun)

1997년 2월: 서울대학교 항공우주공학과 학사
 1999년 2월: 서울대학교 항공우주공학과 석사
 2002년 2월~현재: 서울대학교 항공우주공학과 박사과정
 ※ 주관심분야 Rotating Machinery Noise Prediction & Low-Noise Design Research

● 이 수 갑 (Soo-Gab Lee)

서울대학교 항공우주공학과 부교수