

NACA0016 에어포일에서 유속에 따른 난류경계층-뒷전 간섭소음에 관한 연구

Turbulent Boundary Layer-trailing Edge Interaction Noise Generated from NACA0016 Airfoil

유기완[†] · 우정환^{*} · 이성현^{**}

Ki-Wahn Ryu[†], Jung-Han Woo^{*} and Seong-Hyun Lee^{**}

(Received December 8, 2025 ; Revised December 26, 2025 ; Accepted January 2, 2026)

Key Words : Turbulent Boundary Layer-trailing Edge Interaction Noise(난류경계층-뒷전 간섭소음), Wall Pressure Spectrum(벽면압력 스펙트럼), Acoustic Power Spectral Density(음향 파워 스펙트럼 밀도), Directivity Pattern(지향선도)

ABSTRACT

In this study, we investigated the trailing-edge (TE) noise of a turbulent boundary layer (TBL) over a symmetric airfoil by examining the wall pressure spectra predicted by four different models, while systematically identifying and comparing key parameters and constants. We computed the TBL-TE noise-associated acoustic power spectral density using Amiet's theory, which can be applied to propeller and rotor noise analysis. Numerical predictions of the one-third octave-band noise spectra for a NACA0012 airfoil exhibited excellent agreement with experimental data, and the far-field directivity pattern exhibited distinct side-lobe behavior at high frequencies. Based on these results, we conducted comparative analyses using the NACA0016 airfoil (commonly employed as a reference section in studies of vertical-axis wind turbine blades, horizontal control surfaces of underwater vehicles, and biomimetic airfoils) to assess far-field noise spectra, directivity, and noise scaling with flow velocity against established theoretical predictions.

기 호 설 명

c : 코드 길이
 c_f : 표면 마찰계수
 c_o : 음속
 dp/dx : 표면 정압력 기울기
 E^* : Fresnel 적분의 켈레복소수 값
 f : 주파수
 $H = \delta^*/\theta$: 형상 계수

L : 블레이드 하중 함수(뒷전 산란 항)
 l_r : 블레이드 스펜방향의 유동 상관 길이
 p_{ref} : 기준음압, 2×10^{-5} Pa
 $R_T = (\delta/U_e)/(\nu/u_e^2)$: 시간 척도비
 S : 음향 파워 스펙트럼 밀도
 U_c : 대류 유속
 U_e : 경계층 외곽 유속
 U_∞ : 자유흐름 속도

[†] Corresponding Author ; Member, Jeonbuk National University, Professor

E-mail : kwryu@jbnu.ac.kr

^{*} Korea Institute of Machinery & Materials, Senior Researcher

^{**} Korea Institute of Machinery & Materials, Principal Researcher

A part of this paper was presented at the KSNVE 2025 Annual Autumn Conference

‡ Recommended by Editor Hanshin Seol

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

- u_τ : 마찰 속도
- $\beta_c = (\theta/\tau_w)/(dp/dx)$: Clauser 매개변수
- $\Delta = \delta/\delta^*$: Zagarola & Smith 매개변수
- Δf : 주파수 해상도
- Δr : 블레이드 요소 길이
- δ : 경계층 두께
- δ^* : 경계층 배제 두께
- θ : 경계층 운동량 두께
- ν : 동점성계수
- ρ : 유체 밀도
- τ_w : 벽면 전단응력
- ω : 각속도
- ω_d : 도플러 편이 각속도

1. 서 론

평판이나 에어포일의 표면에 존재하는 난류 경계층 내의 벽면압력 변동 흐름이 Fig. 1처럼 뒷전의 날카로운 모서리를 지날 때 유체의 난류 에너지가 강한 소음으로 변환되어 방사되는 특성을 갖는다^(1,2). 이 소음을 난류경계층-뒷전 간섭소음(turbulent boundary layer-trailing edge noise, TBL-TE noise)이라고 한다. 고 Reynolds수의 난류유동에서 박리가 발생하지 않는 받음각에 뒷전이 날카로운 에어포일의 경우 난류경계층-뒷전 간섭소음은 주도적인 소음원으로 작용한다. 이 소음은 넓은 주파수 대역에서 소음의 크기를 유지하며 분포하기 때문에 이산소음(discrete noise)과 구별하여 광역소음(broad-band noise)으로 취급한다. 여기서 광역소음은 자체소음(self noise)과 유입난류 소음(inflow turbulence noise)으로 대별된다. 자체소음은 균일 흐름이 에어포일을 지나면서 점성과 경계층

특성에 의해 에어포일 주변에서 발생한다. 유입난류 소음은 난류 흐름이 에어포일에 흘러오면서 발생하는 소음이며, 저주파 대역에서 기여한다. 난류 강도가 증가하면 유입 난류 소음의 상대적 비중도 커질 수 있다.

경계층-뒷전 간섭소음은 에어포일 뒷전 근방에서의 벽면압력 스펙트럼(wall pressure spectrum)으로부터 외부로 방사되는 소음을 물리적으로 계산해낼 수 있다. 지금까지 많은 연구자들이 벽면압력스펙트럼에 대한 모델을 제시하였으며⁽³⁻⁷⁾, 이를 이용한 소음은 로터의 프로펠러나 TBL-TE 소음해석에 적용이 가능한 Howe나 Amiet 방법을 이용하여 예측할 수 있다⁽⁸⁻¹⁰⁾.

Herr et al.은 에어포일 뒷전 소음의 예측 정확도를 높이기 위한 벤치마크 문제를 다루었으며^(11,12), NACA0012 에어포일에 대해 1/3 옥타브밴드 영역에서 음압 스펙트럼을 제시하였다. 이를 통해 뒷전 소음의 모델 검증과 예측 능력을 높일 수 있는 자료를 담고 있어 비교 검증 연구에 가치가 높다.

Goody는 압력구배가 존재하지 않는 평판에 대해 벽면압력 스펙트럼 모델을 제시하였다⁽³⁾. 그러나 에어포일과 같이 표면을 따라 흐름방향으로 압력구배가 존재하는 경우에 적용하는데 한계가 있다. Rosenberg et al.은 Clauser와 Coles의 매개변수들로부터 압력구배 dp/dx 를 반영하여 개선된 식을 제시하였다⁽⁴⁾. 그러나 평판 또는 역압력 구배가 큰 흐름의 경우에는 정확도가 떨어지는 것으로 알려져 있다. 이를 개선하기 위한 벽면압력 스펙트럼 모델이 Kamruzzaman et al.에 의해서 제시되었다⁽⁵⁾. 하지만 여전히 평판이나 역압력 구배가 큰 경우에 고주파 대역에서 과도예측하는 경향을 갖는다. Lee는 이러한 한계를 극복하고자 새로운 벽면 압력 스펙트럼 모델을 제시하였다⁽⁷⁾.

NACA0016 에어포일은 Darrius 방식의 수직축 풍

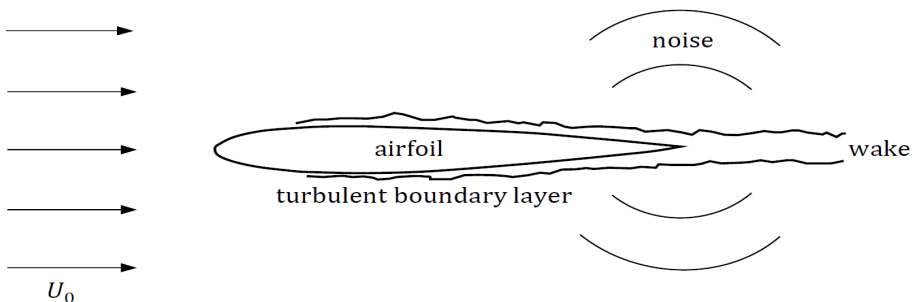


Fig. 1 TBL-TE noise from airfoil trailing edge

력터빈 혹은 조류터빈이나 수중합정의 선수날개(bow plane)에서 사용할 수 있는 대칭형 에어포일(혹은 하이드로포일)이다^(13,14). 또한 생체모사 날개와 두께비가 비슷한 NACA0016 에어포일에 대해서 소음 저감 연구를 진행한 사례도 있다⁽¹⁵⁾. NACA0016 에어포일은 구조적인 강성을 높일 수 있고, 에어포일의 양 혹은 음의 받음각에서 양력의 대칭성을 보이는 특성이 있으며, 완전한 실속 특성을 갖기 때문에 풍력터빈 및 날개에 널리 응용되고 있다. 특히 풍력터빈과 같은 경우 로터의 회전수가 높지 않기 때문에 이산소음 특성을 지닌 두께소음이나 하중소음은 초저주파수(infra-sound) 대역으로 이동하면서 소음의 크기가 크게 감소하는 반면에, 보다 넓은 가청 주파수 영역에서 소음 에너지가 분포하는 특성을 갖는 광역 소음(broad-band noise)이 지배적 소음원으로 자리한다.

따라서, 이 연구에서는 대칭 에어포일로 적용성이 높은 NACA0016 에어포일에 대한 소음 방사특성 파악을 목적으로 한다. 먼저 NACA0012 에어포일에 대하여 에어포일 뒷전에서 얻어낸 경계층 두께와 유속 및 압력 기울기 정보를 이용하여 TBL-TE 소음의 수준을 실험치와 비교 검증한 다음에, NACA0016 에어포일의 뒷전에서 발생하는 원거리로 전달되는 음향 스펙트럼과 지향선도를 얻도록 하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 에어포일 뒷전의 벽면압력 스펙트럼

에어포일 뒷전에서 발생하는 소음을 해석하기 위

해서는 먼저 난류에 의한 에어포일 뒷전의 벽면압력 스펙트럼을 얻어내어야 한다. 벽면압력 스펙트럼은 서론에서 언급한 바와 같이 여러 연구자들이 제안한 식이 존재하고 그 원형은 Goody 모델을 기반으로 다음과 같은 형태로 표현할 수 있다⁽³⁻⁷⁾.

$$\Phi(\omega)/SS = \frac{a(\omega FS)^b}{[c(\omega FS)^d + e]^f + [g(\omega FS)]^h} \quad (1)$$

여기서, $a \sim h$ 는 모델에 따라서 차이를 갖는 인자들 이고, SS 와 FS 는 각각 스펙트럼 척도계수와 주파수 척도계수를 나타낸다⁽⁷⁾. Table 1은 각 모델의 인자와 척도계수를 정리하여 나타낸 것이다.

벽면압력 스펙트럼은 Goody에 의해 압력구배가 없는 평판을 대상으로 제시되었으나, 이를 에어포일에 적용하기 위해서는 압력구배를 고려해야 한다. Rozenberg et al., Kamruzzaman et al., Lee의 모델들은 크게 보면 Goody 모델을 기반으로 역압력구배의 표현방식에서 차이를 보이며⁽³⁻⁷⁾, 역압력구배가 큰 경우 예측 정확도를 향상시키기 위한 개선이 순차적으로 제안되었다. 각 모델별 자세한 사항은 다음과 같다.

Rozenberg et al.의 모델에서 $\Pi = 0.8(\beta_c + 0.5)^{3/4}$ 은 Cole의 후류 매개변수이고⁽⁴⁾, τ_{max} 은 최대 벽면 전단응력으로 부착 흐름에서는 벽면 전단응력 τ_w 와 동일하다. Rozenberg et al.의 모델은 β_c 를 통해 벽면압력 구배를 반영하여 에어포일과 같이 역압력 구배가 있는 흐름에 대해 모델을 개선하였다.

Kamruzzaman et al.의 모델에서 $m = (H/1.31)^{0.3}$ 이

Table 1 Parameters for wall pressure spectrum models

	Goody	Rozenberg et al.	Kamruzzaman et al.	Lee
FS	δ/U_c	δ^*/U_c	δ^*/U_c	δ^*/U_c
SS	$\tau_w^2 FS$	$\tau_{max}^2 FS$	$\tau_w^2 FS$	$\tau_w^2 FS$
a	3	$2.82\Delta^2(6.13\Delta^{-0.75} + e)^f [4.2(\Pi/\Delta) + 1]$	$0.45[1.75(\Pi\beta_c')^m + 15]$	$\max(a_R, (0.25\beta_c - 0.52)a_R)$
b	2	2	2	2
c	1	4.76	1	4.76
d	0.75	0.75	1.637	0.75
e	0.5	$4.76(1.4/\Delta)^{0.75} [0.375f - 1]$	0.27	e^*
f	3.7	$3.7 + 1.5\beta_c$	2.47	$3.7 + 1.5\beta_c$
g	$1, 1R_T^{-0.57}$	$8.8R_T^{-0.57}$	$1, 15(R_T)^{-2/7}$	$8.8R_T^{-0.57}$
h	7	$\min(3, 19/\sqrt{R_T}) + 7$	7	$\min(3, (0.139 + 3.1043\beta_c)) + 7$

며, Clauser 매개변수로 $\beta'_c = [(G+1.7)/6.1]^2 - 1.81$ 이고, $G = \sqrt{2/c_f}(1-1/H)$ 이다⁽⁵⁾. Cole의 후류 매개변수 $\Pi = 0.8(\beta'_c + 0.5)^{3/4}$ 이나, β'_c 이 -0.5 이하인 순압력 구배인 경우 Π 는 0.227로 둔다. Rozenberg et al.의 모델에 비해 실험치와 더 잘 일치하지만, 고주파수에서 스펙트럼 값을 과도하게 예측하는 경향이다.

Lee 모델은 Kamruzzaman et al.의 모델이 고주파수 영역에서 과도한 스펙트럼 값으로 예측하는 문제를 개선하였다⁽⁷⁾. Table 1의 수식에서 a_R 과 e_R 은 각각 Rozenberg et al.의 모델의 a 와 e 를 의미한다. Table 1에서 매개변수 e^* 는 식(2)와 같이 정의한다⁽⁷⁾.

$$e^* = \begin{cases} \max(1.0, 1.5e_R) & \text{for } \beta_c < 0.5 \\ e_R & \text{for otherwise} \end{cases} \quad (2)$$

앞서 언급한 것과 같이 Rozenberg et al., Kamruzzaman et al., Lee 모델들은 Goody 모델과 다르게 dp/dx 항을 내포함으로써 압력구배 효과를 반영하였으며, Lee 모델이 전 주파수대역에서 개선된 모델임을 파악할 수 있다⁽⁷⁾. 경계층 두께 δ 는 XFOIL의 결과로부터 다음 식(3)을 통해 얻어낼 수 있다^(16,17).

$$\delta = \theta \left(3.15 + \frac{1.72}{H-1} \right) + \delta^* \quad (3)$$

XFOIL은 운동량 두께(θ)와 형상계수(H)를 변수로 하는 적분형 경계층 방정식과 viscous-inviscid coupling을 기반으로 에어포일 주위의 경계층 문제를 해석한다. 두 변수 θ 와 H 로 구성된 적분형 경계층 방정식을 단항꼴로 만들기 위해 층류 및 난류 경계층의 경험적 상관식을 활용한다^(16,17). 이러한 접근법은 부착된 경계층과 완전한 압력 구배가 발생하는 선형 영역에서 높은 정확도를 보이지만, 단항꼴을 위한 상관식의 전제 조건을 벗어나거나 받음각이 큰 실속 이후의 강한 역압력 구배, 박리 및 재부착이 지배적인 조건에서는 적분형 경계층 방정식의 근본적 한계로 인해 예측 정확도가 저하될 수 있다.

2.2 TBL-TE 소음

2차원 선형 비정상 압축성 포텐셜 방정식으로부터 얇은 무한 날개에 올려흐름이(upwash) 존재할 때 에어포일 뒷전을 원점으로 하는 좌표계에 대해 Amiet는 식(4)와 같은 원거리 위치에서의 음향 파워 스펙트럼 밀도를 유도하였다^(9,10).

$$S(x, y, z, \omega) = \frac{1}{32\pi^2} \left(\frac{\omega_d c z}{c_0 \sigma^2} \right)^2 \Delta r |L|^2 l_r \Phi(\omega) \quad (4)$$

여기서, $\sigma^2 = x^2 + \beta^2(y^2 + z^2)$ 이고, $\beta^2 = 1 - M^2$, Δr 은 스펙방향 길이이다. 좌표계 (x, y, z) 는 Fig. 2와 같이 에어포일 뒷전에 원점을 두고 x 축과 y 축이 각각 시위와 스펙방향을 가리킨다. M 은 에어포일의 상대 바람 마하수이다. Amiet는 에어포일 뒷전 산란 항에 대한 양력함수 L 을 각 식(5)~식(9)와 같이 구하였다⁽¹⁸⁾.

$$L = \frac{e^{i2\theta}}{\Theta} \left\{ 1 - (1+i)E^*[2(\bar{\lambda} + \bar{\mu}M + \bar{\zeta})] + e^{-i2\theta} \sqrt{\frac{\lambda + \mu M + \zeta}{\mu x/\sigma + \zeta}} (1+i)E^*[2(\bar{\mu}x/\sigma + \bar{\zeta})] \right\} \quad (5)$$

$$\Theta = \bar{\lambda} + \bar{\mu}(M - x/\sigma) \quad (6)$$

$$\lambda = \omega/U_c \quad (7)$$

$$\mu = \omega M/U\beta^2 \quad (8)$$

$$\zeta = \mu \sqrt{x^2 + \beta^2 z^2}/\sigma \quad (9)$$

여기서, $U_c = 0.8U_\infty$, $l_r = 1.6U_c/\omega$ 로 둔다. 기호 위의 bar는 $c/2$ 로 무차원화 한 값을 의미한다. Fresnel 적분은 사인 적분 $S(x)$ 과 코사인 적분 $C(x)$ 로 나뉘며, 각 성분의 개형은 Fig. 3처럼 진동 특성을 갖는다. 위 식들로부터 협대역 음압 스펙트럼($\Delta f = 1$)은 식(10)과 같다. 기준압력 $p_{ref} = 2 \times 10^{-5}$ [Pa]이다.

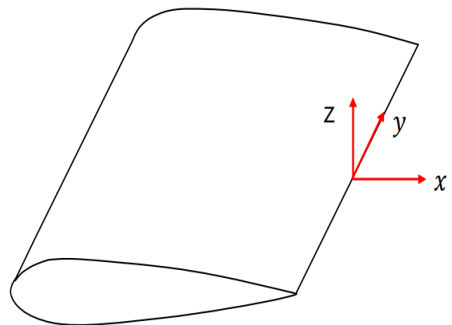


Fig. 2 Trailing edge coordinate system

$$SPL(f) = 10 \log_{10} \left[\frac{2\pi S(x, y, z, \omega) \Delta f}{p_{ref}^2} \right] \quad (10)$$

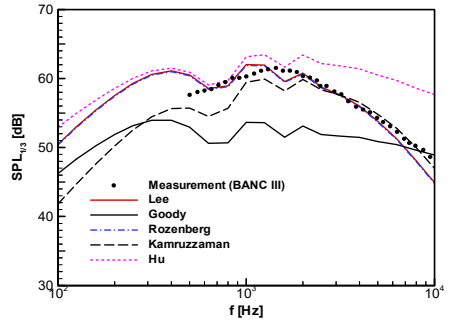
식 (10)의 협대역 음압 스펙트럼을 1/3-옥타브밴드의 스펙트럼으로 변형시켜 실험 결과와 비교한다. 또한 에어포일 뒷전에서 발생하는 소음은 뒷전 0.99c에서 압력면과 흡입면 음압을 로그 합산하여 표현해야 한다.

3. 결과 및 토의

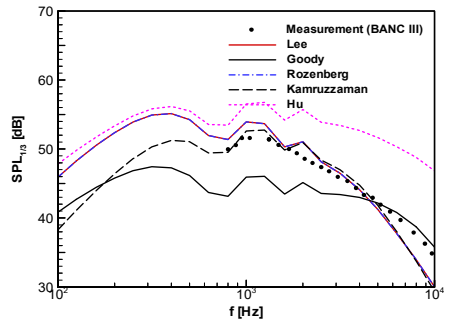
3.1 소음 해석 결과 검증 및 소음 지향성

BANC(benchmark problems for airframe noise computations) 워크숍은 2010년부터 2년 간격으로 AIAA/CEAS 주관 공동 워크숍으로 항공기 동체 및 날개에서 발생하는 추가적인 소음 예측을 위한 다양한 기법의 비교 검증이 이루어져 왔으며^(11,12), 그중에서 반경험식(semi-empirical) 벽면 압력 스펙트럼 모델의 특성과 차이도 평가된 바 있다.

Fig. 4와 Fig. 5는 각각 음압 스펙트럼과 소음의 지향 선도를 나타낸다. Fig. 4는 BANC III 워크숍에서 공개된 case 1과 case 4에 대한 에어포일 소음 실측 자료를 Table 1에 제시된 4가지 모델을 이용하여 날개 뒷전 상부로 전파되는 1/3 옥타브밴드의 음압 스펙트럼을 상호 비교한 결과이다⁽¹²⁾. Goody 모델을 제외하고 일치 경향을 보이나, Hu 모델은 고주파에서 과도 예측 결과를 보인다. Goody와 다른 모델들 간의 10 dB 이상 차이는 압력구배가 원인이라 볼 수 있다. 에어포일 받음각과 코드 길이는 각각 0 m와 0.4 m이고, 블레이드 요소길이는 1 m이다. case 1과 case 4의 풍속과 레이놀즈 수는 각각



(a) SPL for case 1



(b) SPL for case 4

Fig. 4 1/3-octave sound pressures from NACA 0012 airfoil presented at BANC III workshop

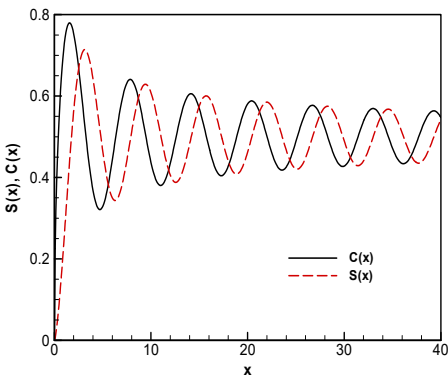
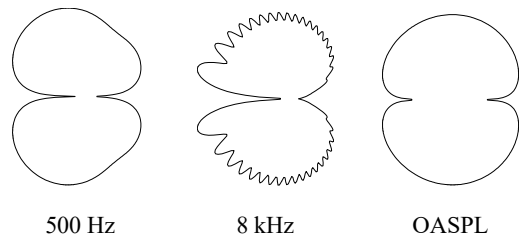
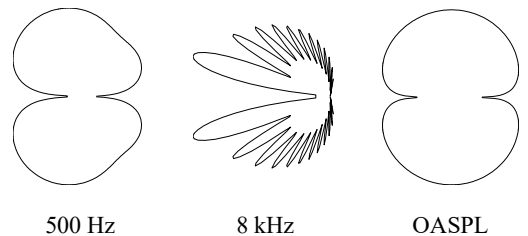


Fig. 3 Fresnel's sine and cosine integrals



(a) Directivity patterns for case 1



(b) Directivity patterns for case 4

Fig. 5 Directivity patterns for NACA0012 airfoil

56 m/s, 1.53×10^6 그리고 37.7 m/s, 1.03×10^6 이다. Table 2와 Table 3에 경계층 자료를 정리하였다⁽¹⁹⁾.

3.2 NACA0016의 해석 결과

앞 절에서 BANC III의 결과를 바탕으로 벽면압력 스펙트럼 모델들을 비교한 결과 실험치와 잘 일치하는 모델을 확인할 수 있었다. 이는 각 모델에서 사용하는 매개변수들이 해당 에어포일에 맞도록 잘 조정되었기 때문으로 볼 수 있다. 이 절에서는 상대적으로 큰 NACA0016 에어포일을 대상으로 각 모델 간의 소음 예측 차이를 주파수 영역에서 분석하고 소음 지향성 특성을 검토하고자 한다.

Fig. 6은 유속이 $U_\infty = 35.3$ m/s, 코드 길이가 2.62 m, 스패 길이 3.313 m인 NACA0016 에어포일 단면을 갖는 사각 익형의 경우에 대한 1/3 옥타브밴드의 음압 스펙트럼을 나타내고 있다. 강제천이와 흡입면에서 각각 동일하게 $0.065c$ 에 천이점을 위치

시켰다. 30 Hz ~ 200 Hz 범위에서 강한 소음 특성을 보여주고 있으며, 1 kHz 이상에서는 고주파 감쇠 현상이 크게 나타나고 있음을 알 수 있다. 날개의 종횡비(aspect ratio)가 1.26으로 항공기 날개나 블레이드와 같이 종횡비가 크지않기 때문에 2차원 압축성 포텐셜 이론에 기반하는 Amiet 이론을 적용하는데 한계가 있을 수 있다. 다만 이 문제와 같이 대칭 에어포일 단면을 가진 날개가 균일한 흐름장 내에서 받음각이 없는 경우라면 특별하게 날개 상하면에서 압력평형 상태로 볼 수 있고, 익단외류가 형성되지 않아 스팬에 걸쳐 유동이 동일하다 가정하고 Amiet 이론을 적용하였다⁽¹⁹⁾.

Fig. 7은 유속이 $U_\infty = 35.3$ m/s인 동일한 사각 익형에서 소음의 지향선도를 보여준다. 2 kHz의 고주파에서는 minor lobe가 드러나는 모양이다. 이는 고주파수 대역에서 Fresnel 적분의 진동 특성이 반영된 것이다. 하지만 저주파에서 소음 방사 특성이 강하게

Table 2 Boundary layer parameters for case 1 of BANC III workshop

	δ^*	θ	H	δ	U_e/U	c_f	dc_p/dx	U_∞	U_e	ρ	dp/dx
Top	0.002625	0.001595	1.645768	0.011898	0.91521	0.001855	5.250895	56	51.25176	1.225	10085.92
Bottom	0.002625	0.001595	1.645768	0.011898	0.91521	0.001855	5.291334	56	51.25176	1.225	10163.59

Table 3 Boundary layer parameters for case 4 of BANC III workshop

	δ^*	θ	H	δ	U_e/U	c_f	dc_p/dx	U_∞	U_e	ρ	dp/dx
Top	0.002889	0.001726	1.673812	0.012732	0.91772	0.001951	4.949694	37.7	34.59804	1.225	4308.907
Bottom	0.002889	0.001726	1.673812	0.012732	0.91772	0.001951	4.987281	37.7	34.59804	1.225	4341.628

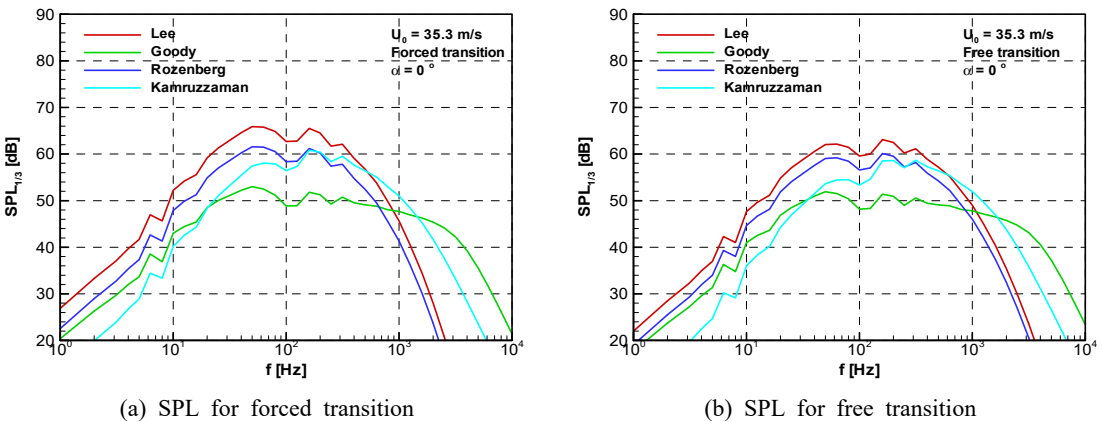


Fig. 6 1/3-octave sound pressures from NACA 0016 at $U_\infty = 35.3$ m/s

나타나면서 OASPL은 8자 방사형상을 보인다. 모델 모두 강제천이가 자유천이에 비해 약 3 dB 큰 소음 특성을 보이며, 방사특성에는 차이가 없다.

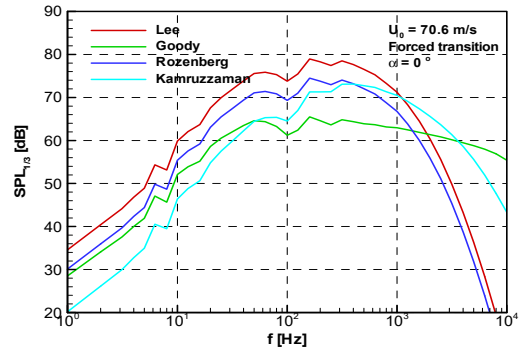
앞과 동일한 사각익형과 받음각 조건에서 유속을 2배로($U_\infty = 70.6$ m/s) 증가시켰을 때 소음의 증가 특성을 확인하기로 한다. Fig. 8은 1/3 옥타브밴드의 음압 스펙트럼을 나타내고 있다. 100 Hz ~ 1000 Hz의 주파수 범위에서 강한 소음 특성을 보여주고 있으며, 1 kHz 이상에서는 고주파 감쇠 현상이 크게 나타나고 있다. 즉, 크기가 작은 난류 에디는 난류 스펙트럼에서도 동일하게 고주파 감쇠 현상이 발생하며 소음에 크게 기여하지 않는다는 것을 파악할 수 있다. 또한 NACA0012에 비해서 어떤 벽면 압력스펙트럼 모델을 사용하였는지에 따라서 음압 스펙트럼 곡선들 간에 일정한 편차를 보인다는 점이 파악된다.

벽면압력 스펙트럼 모델들은 실험 자료를 기반으로 압력 구배를 보정하여 제안되었다. 이 모델들이 NACA0012에 대해서는 전 절에서 보여준 것과 같이 서로 유사한 예측 경향을 보이는데 이는 모델들에 사용된 매개변수들이 NACA0012에 맞게 잘 조정되어 있기 때문이다. 하지만 다양한 경우에 대해 실측자료와 일관되게 잘 일치하는 단일 모델은 존재하지 않음을 알 수 있었다. NACA0016처럼 두께가 두꺼워지면 경계층 두께 증가와 함께 더 강한 압력구배가 형성될

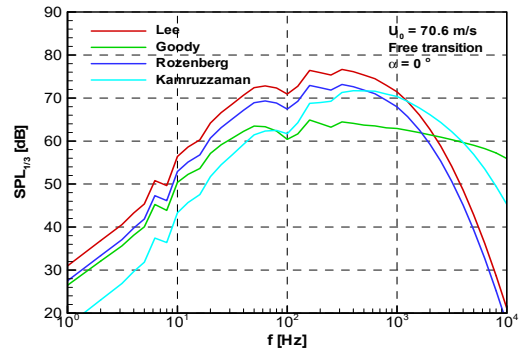
수 있다. 이러한 조건에서는 압력구배를 반영하는 방식의 차이가 두드러지면서 모델 간의 예측 결과의 차이도 확대되는 것으로 판단된다.

Fig. 9는 자유 천이 상태에서 소음의 지향선도를 보여준다. 유속이 1/2배 낮은 상태의 음압 스펙트럼인 Fig. 7의 방사 특성과 큰 차이는 없다.

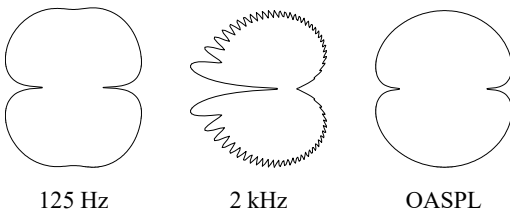
경계층의 천이가 음압 스펙트럼의 피크치에 미치



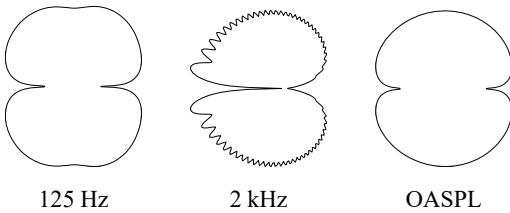
(a) SPL for forced transition



(b) SPL for free transition



(a) Directivity patterns for forced transition



(b) Directivity patterns for free transition

Fig. 7 Directivity patterns for NACA0016 airfoil at $U_\infty = 35.3$ m/s

Fig. 8 1/3-octave sound pressures from NACA 0016 at $U_\infty = 70.6$ m/s

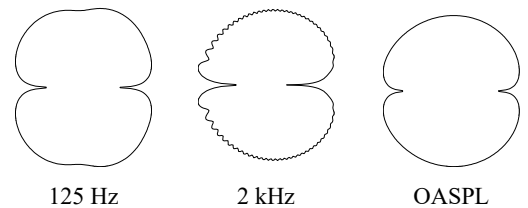


Fig. 9 Directivity patterns for free transition from NACA0016 at $U_\infty = 70.6$ m/s

는 영향을 살펴보면 Lee, Rozenberg, Kamruzzaman 모델 모두 강제천이가 자유천이에 비해 약 3 dB 큰 소음 특성을 보인다. 이는 난류경계층의 천이 위치가 소음의 세기에 영향을 준다는 점을 주목할 필요가 있다. 소음 방사특성에서 코드방향에 수직한 방향으로 소음의 수준을 비교했을 때 유속이 70.6 m/s인 경우가 반절에 해당하는 유속에 비해 약 14.5 dB 큰 소음을 보여주는 것으로 확인되었다. 이를 통해 TBL-TE 소음레벨이 유속의 약 5승(계산 상으로는 4.8승)에 비례한다는 것을 알 수 있다. 이는 Ffowcs Williams와 Hall의 결과와도 일치하는 결과이다⁽²⁾.

4. 결 론

이 연구에서는 대칭형 에어포일에 대해 반경험적으로 표현되는 벽면 압력 스펙트럼 모델의 결과를 Amiet 식에 대입하여 1/3 옥타브밴드에서의 음압 스펙트럼을 수치해석하고 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) NACA0012 에어포일의 음압 스펙트럼 예측치가 넓은 주파수 대역에서 잘 일치하는 경향과는 다르게, 좀 더 두꺼운 NACA0016 에어포일의 음압 스펙트럼은 벽면압력 스펙트럼 모델에 따라서 일정한 편차를 보인다. 다만 고주파 감쇠 현상은 공통적으로 보여주었다.
- (2) Goody 모델은 다른 모델에 비해서 피크 주파수 대역에서 10 dB 이상의 음압 스펙트럼과 경향 차이를 보인다. 이는 에어포일 표면 상의 압력 구배를 반영한 모델들이 Goody 모델에 비해 음압 스펙트럼과 경향에 크게 영향을 주고 있다는 점을 시사한다.
- (3) 고주파수에서는 방향성에 side lobe가 뚜렷하게 관찰되었으나 저주파 대역 및 OASPL은 코드방향에 수직한 방향으로 강한 소음 전파 특성을 갖는 전형적인 8자 모양의 방향성이 관찰되었다.
- (4) 대칭형 에어포일에 대해서 TBL-TE 소음은 속도의 5승에 비례하여 증가하는 경향을 보였으며, 기존 문헌의 결과와도 잘 일치한다.

후 기

이 연구는 2025년도 한국기계연구원 기본사업(NK257A)의 지원을 받아 수행되었으며, 과학기술정보통신부의 재원으로 과학기술사업화진흥원의 지원

을 받은 연구 결과의 일부를 포함하고 있음(학연협력 플랫폼 구축시범 사업, RS-2023-00304743).

References

- (1) Brooks, T. F. and Hodgson, T. H., 1981, Trailing Edge Noise Prediction from Measured Surface Pressures, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 78, No. 1, pp. 69~117.
- (2) Ffowcs Williams, J. E. and Hall, L. H., 1970, Aerodynamic Sound Generation by Turbulent Flow in the Vicinity of a Scattering Half Plane, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 40, No. 4, pp. 657~670.
- (3) Goody, M., 2004, Empirical Spectral Model of Surface Pressure Fluctuations, *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 9, pp. 1788~1794.
- (4) Rozenberg, Y., Robert, G. and Moreau, S., 2012, Wall-Pressure Spectral Model Including the Adverse Pressure Gradient Effects, *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 10, pp. 2168~2179.
- (5) Kamruzzaman, M., Bekiroopoulos, D., Lutz, T., Würz, W. and Krämer, E., 2015, A Semi-empirical Surface Pressure Spectrum Model for Airfoil Trailing-edge Noise Prediction, *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 14, No. 5~6, pp. 833~882.
- (6) Hu, N., 2018, Empirical Model of Wall Pressure Spectra in Adverse Pressure Gradients, *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 9, pp. 3491~3506.
- (7) Lee, S., 2018, Empirical Wall-pressure Spectral Modeling for Zero and Adverse Pressure Gradient Flows, *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 5, pp. 1818~1829.
- (8) Howe, M. S., 1978, A Review of the Theory of Trailing Edge Noise, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 61, No. 3, pp. 437~465.
- (9) Amiet, R. K., 1976, Noise due to Turbulent Flow Past a Trailing Edge, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 47, No. 3, pp. 387~393.
- (10) Amiet, R. K., 1978, Effect of the Incident Surface Pressure Field on Noise due to Turbulent Flow Past a Trailing Edge, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 57, No. 2, pp. 305~306.
- (11) Herr, M., Bahr, C. and Kamruzzaman, M., 2012, Workshop Category 1: Trailing-edge Noise, *AIAA/CEAS 2nd Workshop on Benchmark Problems for Airframe*

Noise Computations(BANC-II), Colorado Springs, CO, United States.

(12) Herr, M., Ewert, R., Rautmann, C., Kamruzzaman, M., Bekiropoulos, D. et al., 2015, Broadband Trailing-edge Noise Predictions-overview of BANC-III Results, Proceedings of AIAA/CEAS 21st Aeroacoustics Conference, TX, United States.

(13) Rahman, S. M., Chattopadhyay, H. and Dutta, P. 2024, Computational Fluid Dynamics Analysis on Performance Assessment of Darrieus-type Vertical Axis Wind Turbine using NACA0016, NACA0019 and NACA0020 Airfoil Sections, International Journal of Ambient Energy, Vol. 45, No. 1.

(14) Zhang, Y., Li, Q., Zhu, X., Song, X., Cai, C. et al., 2022, Effect of the Bionic Blade on the Flow Field of a Straight-bladed Vertical Axis Wind Turbine, Energy, Vol. 258, 124834.

(15) Li, D. and Wei, C., 2023, Numerical Study on

Aerodynamic and Aeroacoustic Performances of Bioinspired Wings, Applied Bionics and Biomechanics, Vol. 2023, 9930841.

(16) Drela, M., 1989, XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils, Proceedings of the Conference Notre Dame on Low Reynolds Number Aerodynamics, Indiana, pp. 1~12.

(17) Drela, M. and Giles, M. B., 1987, Viscous-inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils, AIAA Journal, Vol. 25, No. 10, pp. 1347~1355.

(18) Schlinker, R. H. and Amiet, R. K., 1981, Helicopter Rotor Trailing Edge Noise, NASA, NASA-CR-3470, DC, United States.

(19) Ryu, K. W., Woo, J. H., and Lee, S. H., 2025, Turbulent Boundary Layer-Trailing Edge Interaction Noise Generated from NACA0016 Airfoil, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, Jeju, Korea.