

# 유입 난류에 의한 에어포일 캐스케이드 광대역 소음장의 고주파 근사 예측식의 개발

## High-frequency Approximate Formulation for the Prediction of Broadband Noise of Airfoil Cascades with Inflow Turbulence

정철웅† · 정성수\* · 정완섭\* · 이수갑\*\*

Cheolung Cheong, Sung Soo Jung, Wan Sup Cheung and Soogab Lee

(2005년 6월 14일 접수 : 2005년 8월 25일 심사완료)

**Key Words** : Turbulence-cascade Interaction Noise(난류-캐스케이드 상호간섭소음), Fan Broadband Noise(팬 광대역 소음), Turbo-fan Engine Noise(터보-팬 엔진 소음)

### ABSTRACT

This paper investigates the noise radiated by a cascade of flat-plate airfoils interacting with homogeneous, isotropic turbulence. At frequencies above the critical frequency, all wavenumber components of turbulence excite propagating cascade modes, and cascade effects are shown to be relatively weak. In this frequency range, acoustic power was shown to be approximately proportional to the number of blades. Based on this finding at high frequencies, an approximate expression is derived for the power spectrum that is valid above the critical frequency and which is in excellent agreement with the exact expression for the broadband power spectrum. The approximate expression shows explicitly that the acoustic power above the critical frequency is proportional to the blade number, independent of the solidity, and varies with frequency as  $\Phi_{ww}(\omega/W)/\omega$ , where  $\Phi_{ww}$  is the wavenumber spectrum of the turbulence velocity and  $W$  is mean-flow speed. The formulation is used to perform a parametric study on the effects on the power spectrum of the blade number, stagger angle, gap-chord ratio and Mach number. The theory is also shown to provide a close fit to the measured spectrum of rotor-stator interaction when the mean square turbulence velocity and length-scale are chosen appropriately.

### 기 호 설 명

$a$  음속  
 $\alpha$  측방향으로 유도된 섭동의 파수  
 $B$  캐스케이드내의 에어포일 개수  
 $\beta$  폭방향으로 유도된 섭동의 파수

$c$  에어포일 코드길이  
 $\Gamma$  와류 강도  
 $k_i$  유입난류의 파수  
 $M$  자유류 마하수  
 $M_1$  측방향 마하수  
 $M_2$  폭방향마하수  
 $\omega$  각 주파수  
 $p$  압력섭동  
 $\Phi_{ww}$  난류 스펙트럼  
 $\lambda$  무차원 주파수  $\omega c/W$   
 $\rho$  압력 섭동

† 책임저자 : 정희원, 한국표준과학연구원 물리표준부 음향진동실  
E-mail : ccheong@kriss.re.kr

Tel : (042) 868-5783, Fax: (042) 868-5643

\* 정희원, 한국표준과학연구원 물리표준부 음향진동실

\*\* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부

$\rho_0$	자유류 압력
$s$	블레이드 간격
$\sigma$	블레이드간 위상각
$\theta$	스태그 각도, $\tan^{-1}(U_2/U_1)$
$U_i$	$x_i$ -방향의 평균 속도
$u_i$	$x_i$ -방향의 속도 섭동
$w$	난류 교란 속도
$W$	자유류 속도, $\sqrt{U_1^2 + U_2^2}$

## 1. 서론

환경에 대한 관심이 나날이 증가하면서 공항주변에 항공기에 의한 소음공해가 중요한 환경문제로 대두하고 있고 이에 따라 항공기 소음을 줄이기 위한 연구가 국내외 적으로 많이 이루어지고 있다<sup>(1)</sup>.

항공기 소음은 발생원인에 따라 웬 소음, 제트 소음, 동체소음으로 크게 구분할 수 있다<sup>(2)</sup>. 최근 여객기에 엔진효율을 높이기 위하여 높은 바이패스비(bypass ratio)를 가진 엔진을 사용함에 따라 웬 관련 소음이 가장 중요한 소음원이 되고 있다. 웬 소음 중 순음성 소음(tonal noise)은 많은 연구를 통하여 저감할 수 있게 됨에 따라 상대적으로 웬 광대역소음(broadband noise)에 관심이 커지고 있다.

웬 광대역 소음은 크게 유입소음(inflow-noise)과 웬 자체소음(self-noise)으로 나눌 수 있다. Fig. 1에서 나타낸 것처럼 유입소음은 입구유동 또는 덕트 경계층 난류와 웬, 웬의 후류(wake) 난류와 고정자(stator)의 상호작용에 의하여 발생하고 일반적으로 자체소음보다는 큰 소음레벨을 발생시키는 것으로 알려져 있다<sup>(3)</sup>.

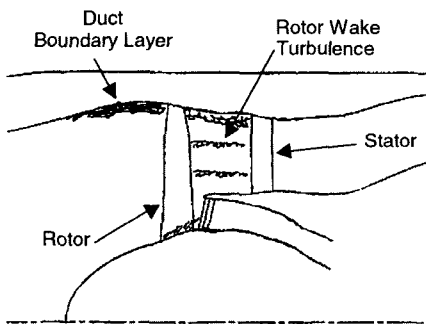


Fig. 1 Noise generation in a turboprop by turbulence in rotor wakes impinging on stator

이 논문에서 유입소음과 관련 있는 난류와 평판 에어포일 캐스케이드의 상호작용에 의한 광대역 소음을 효율적으로 예측할 수 있는 근사식을 개발하였다. 최근의 연구<sup>(4)</sup>에서 캐스케이드 내의 인접한 블레이드 간의 거리와 같은 원주방향 파장을 가진 캐스케이드 음향모드가 처음으로 단절(cutoff)모드에서 벗어나는 주파수를 특성주파수라고 명명하고 그 보다 큰 고주파수 영역대에서의 음향파워는 블레이드 개수에 비례한다는 것을 발견하였다. 이런 특성주파수의 성질을 이용하여 이 논문에서는 특성주파수보다 큰 영역대에서 효율적으로 사용할 수 있는 근사 예측식을 개발하였다. 개발한 근사 예측식은 이전 연구에서 유도한 광대역 음향파워에 대한 정확한 예측식 보다 계산 효율성 면에서 매우 뛰어나며 특성주파수보다 큰 영역대에서 매우 정확하여 설계단계에서 보다 효율적으로 사용할 수 있을 것으로 사료된다. 개발한 예측식을 이용한 결과를 실험값과 엄밀한 예측값과 비교하였으며 여러 설계변수들을 변화시키며 광대역 음향 파워 스펙트럼의 여러 경향성을 조사하였다.

## 2. 고주파수대 근사 예측식의 유도

### 2.1 광대역소음 엄밀 예측식과 특성주파수

이전의 연구<sup>(4)</sup>에서 입사하는 난류의 스펙트럼, 유동조건, 캐스케이드 설계변수 등을 이용해서 광대역 음향파워스펙트럼을 예측할 수 있는 엄밀한 식을 아래와 같은 형태로 유도하였다.

$$P^{\pm}(\omega) = \frac{2\pi\rho_0 M^3}{\cos\theta} \sum_{l=-\infty}^{\infty} \left[ Q_l^{\pm}(\omega) \left( \sum_{r=-\infty}^{\infty} \Phi_{ww}(K_1, k_2, l+Br) \right) \right] \quad (1)$$

여기서,

$$Q_l^{\pm}(\omega) = \left[ R_l^{\pm}(k_2) \right]^2 \frac{\omega(-\alpha l^{\pm} + M_1(\omega + U_1 \alpha l^{\pm} + U_2 \beta_l))}{\left[ (\alpha l^{\pm})^2 + (\beta_l)^2 \right]} \quad (2)$$

이고  $R_l^{\pm}(k_2)$ 은 단위조화성분의 와류파의 입사에 의한 캐스케이드 반응함수이다<sup>(5,6)</sup>.

난류가 균질하고 등방성이라고 가정하면 다음과 같은 형태의 Liepmann 스펙트럼을 사용할 수 있다.

$$\Phi_{ww}(k_1, k_2) = \frac{\overline{w^2} \Lambda^2}{4\pi} \frac{[1 + \Lambda^2(4k_1^2 + k_2^2)]}{[1 + \Lambda^2(k_1^2 + k_2^2)]^{5/2}} \quad (2)$$

식 (1)과 (2)를 사용한 예측결과의 분석을 통해서 캐스케이드내의 인접한 블레이드 거리와 같은 원주방향 파장을 가진 캐스케이드 음향모드가 처음으로 단절(cutoff)모드에서 벗어나는 주파수를 특성주파수(critical frequency)로 정의하였고 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$\omega_c = B\Delta\omega_+ = \frac{1-M^2}{M_2+(1-M_1^2)^{1/2}} \frac{2\pi a}{s} \quad (3)$$

특성주파수보다 큰 고주파수 영역대에서의 음향파워는 블레이드 개수에 비례한다는 것을 보였다<sup>(4)</sup>. 이것은 고주파수 영역대에서 인접한 블레이드간의 상호간섭이 작아서 하나의 블레이드에 의하여 발생하는 음향파워를 예측하면 전체 에어포일 캐스케이드의 광대역 음향파워를 계산할 수 있다는 것을 의미한다. 다음절에서 이런 특성주파수의 성질을 이용하여 유입 광대역 소음을 고주파수 영역대에서 효율적으로 예측할 수 있는 근사식을 유도하였다.

### 2.2 근사 예측식의 유도

먼저 광대역소음의 엄밀 예측식 (1)에서 난류스펙트럼  $\Phi_{ww}$  이 파수  $k_2$ 의 약한 함수로 가정하면  $r$ 에 대한  $\Phi_{ww}$ 의 합은  $l$ 의 약한 함수가 되어  $l$ 의 합기호외부로 빼낼 수 있게 된다. 일단  $r$ 의 합이  $l$ 의 합기호밖으로 빠져나오면 다음과 같은 근사화가 가능하다.

$$\sum_{r=-\infty}^{\infty} \Phi_{ww}(K_1, k_{2,l+Br}) \approx \frac{1}{B} \sum_{m=-\infty}^{\infty} \Phi_{ww}(K_1, k_{2,m}) \quad (4)$$

식 (4)의 근사화는 고주파수 영역에서 유효하고 적분 길이 스케일이 인접한 블레이드간의 거리보다 작을 때, 즉  $\Lambda/s \ll 1$ 를 만족할 때 유효하다. 식 (4)를 (1)에 대입하면 아래식과 같이 된다.

$$\mathcal{P}^{\pm}(\omega) \approx \frac{2\pi\rho_0 M}{B \cos\theta} \sum_{m=-\infty}^{\infty} \Phi_{ww}(K_1, k_{2,m}) \sum_{l=I_{\min}}^{I_{\max}} Q_l^{\pm}(K_1) \quad (5)$$

위 근사화 과정을 통하여 난류 파수 스펙트럼을 와류 속도에 대한 캐스케이드 반응함수부터 효과적으로 분리해 낼 수 있다.

식 (5)의 유효성을 증명하기 위하여  $M=0.5$ ,  $B=24$ ,  $\overline{w^2}=0.01 W$ ,  $\Lambda/c=0.1$ 와 같은 조건으로 난

류-캐스케이드 상호작용에 의한 음향파워스펙트럼을 엄밀한 식 (1)과 근사식 (5)를 사용하여 각각 따로 계산을 수행하였으며  $\epsilon = \left| \left( \mathcal{P}^{\pm}(\omega) - \widetilde{\mathcal{P}}^{\pm}(\omega) \right) / \mathcal{P}^{\pm}(\omega) \right|$ 와 같이 정의된 오차를 Fig. 2에서 도시하였다. 여기서  $\sim$ 는 근사식 (5)를 이용한 예측한 음향파워스펙트럼을 뜻한다. Fig. 2을 통하여 엄밀한 예측식과 근사식 사이의 차이가 전 주파수영역에서 작고 특히 특성주파수보다 큰 영역에서 오차가 1%보다 작다는 것을 확인할 수 있다.

식 (5)에서 한번 더 특성주파수보다 큰 주파수영역대에서 유효한 근사화를 수행하겠다. 두 번째 근사화의 기본 개념은 식 (5)의  $Q_l(K_1)$  항의 주파수 의존도를 고주파수 점근 함수로 대체하는 것이다. 점근 함수를 구하기 위하여 식 (1)에 나와있는  $\sum_{l=I_{\min}}^{I_{\max}} Q_l^{\pm}(K_1)$  항을 여러 블레이드 개수에 대하여 계산을 수행하였고 그 결과를 Fig. 3에서 나타냈다. 그림에서  $B^2/K_1$

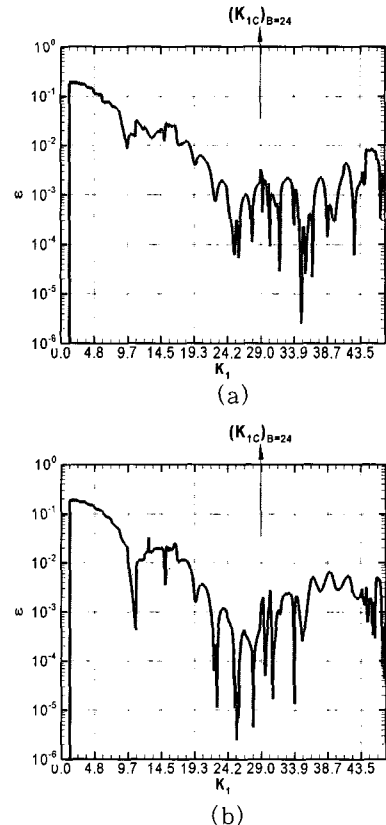


Fig. 2 Calculated error between the exact and approximate predictions for  $B=24$  and  $\Lambda=0.1$ : (a) upstream and (b) downstream

에 비례하는 곡선(점선)도 함께 나타내었는데 각각의 특성주파수보다 큰 주파수 영역에서 엄밀한 식으로 계산한 결과를 주파수에 따라 매우 잘 따라감을 알 수 있다.

이 결과를 바탕으로 고주파수 캐스케이드 반응함수를 다음과 같이 근사화한다.

$$\sum_{l=L_{\min}}^{L_{\max}} Q_l^{\pm}(K_1) \approx \frac{B s \omega (1-M_1^2)^{1/2}}{\pi a (1-M^2)} \frac{a F^{\pm}(M, \theta)}{W \lambda^2 (s/c)^2} \quad (6)$$

여기서  $F^{\pm}(M, \theta)$ 는 무차원함수이다. 식 (6)의 오른쪽 첫 번째 항은 감쇄없이 전파하는 모드수를 나타내고 (참고문헌 (4)의 식 (46) 참조), 따라서 두 번째 항은 모드 평균된 음향파위를 나타낸다. 식 (6)을 유도하는데 사용한 기본 개념은 근사식의 마지막 형태가

$B^2/K_1$ 에 비례하면서 무차원 형태를 유지하는데 있다. 식 (6)의 중요한 특징 중 하나는 순음성분의 소음을 예측할 때 중요한 변수 중 하나인 에어포일 코드길이  $c$ 가  $\lambda^2 (s/c)^2$  항을 통하여 광대역 예측식에서는 사라진다는 것이다. 식 (6)을 식 (5)에 대입하면 아래와 같은 음향파위스펙트럼에 대한 근사 예측식을 얻을 수 있다.

$$\mathcal{P}^{\pm}(\omega) \approx F^{\pm}(M, \theta) \frac{2 \rho_0 M W (1-M_1^2)^{1/2}}{\omega s \cos \theta (1-M^2)} \sum_{m=-\infty}^{\infty} \Phi_{ww}(K_1, k_{2,m}) \quad \text{for } \omega \geq \omega_c \quad (7)$$

식 (7)에 포함되어있는  $k_{2,m}$ 항을  $k_2$ 에 대한 적분으로 변환하면 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$\mathcal{P}^{\pm}(\omega) \approx F^{\pm}(M, \theta) \frac{B \rho_0 M (1-M_1^2)^{1/2}}{\pi (1-M^2)} \frac{\Phi_{ww}(K_1)}{K_1} \quad \text{for } \omega \geq \omega_c \quad (8)$$

여기서 난류의 1차원 스펙트럼은  $\Phi_{ww}(K_1) = \int_{-\infty}^{\infty} \Phi_{ww}(K_1, k_2) dk_2$ 와 같이 정의한다. 근사식 (8)의 형태를 통해서 특성주파수보다 큰 영역대에서 음향파위는 블레이드 수에 비례하고 코드 길이에는 영향을 받지 않는다는 것을 명시적으로 알 수 있다. 기술한 특성을 확인하기 위하여 주파수 범위  $(\omega_c)_{B=4n} \leq \omega \leq (\omega_c)_{B=4n+4}$ 에서 정의되는 무차원 음향파위를 다음과 같이 정의한다.

$$\bar{\Pi}_n^{\pm} = \frac{\int_{(\omega_c)_{B=4n}}^{(\omega_c)_{B=4n+4}} \mathcal{P}^{\pm}(\omega) d\omega}{\int_{(\omega_c)_{B=4n}}^{(\omega_c)_{B=4n+4}} \Phi_{ww}(K_1)/K_1 d\omega} \quad (9)$$

근사식 (8)이 유효하다면 식 (9)에서 정의된 음향파위는  $M, \theta$ 가 같다면  $B=4, \dots, 4n$  대해서  $\bar{\Pi}_n \propto B$ 을 만족하고, 결과적으로  $\bar{\Pi}_n$ 의 계산결과는 블레이드 수에 비례하는 단일 곡선으로 나타나야 한다. 식 (9)를 엄밀한 예측식 (1)를 사용하여 계산한 결과를 Fig. 4에서 나타냈다.

음향파위가 블레이드 수에 비례한다는 것을 확인할 수 있고 이를 통하여 근사식 (8)이 유효하다는 알 수

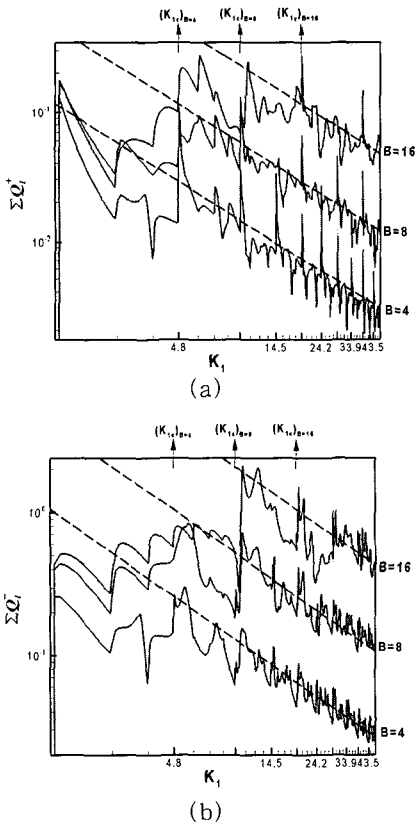


Fig. 3 Modal Sum,  $\sum_{l=L_{\min}}^{L_{\max}} Q_l^{\pm}(K_1)$  for different blade numbers and asymptotic lines (—: exact predictions and ----: lines proportional to  $const. \times B_2/K_1$ ): (a) upstream and (b) downstream

있다. 근사식 (8)을 통하여 알 수 있는 또 다른 중요한 특징 중의 하나는 음향파위가 고주파에서  $\Phi_{ww}(K_1)/K_1$ 와 같은 함수로 주파수에 따라 감소한다는 것이다. 식 (2)을  $k_2$ 에 대해서 무한적분하면,

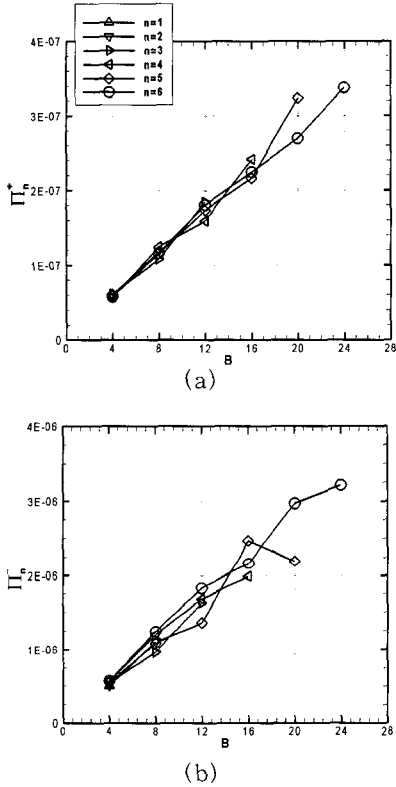


Fig. 4 Normalized characteristic band acoustic power: (a) upstream and (b) downstream

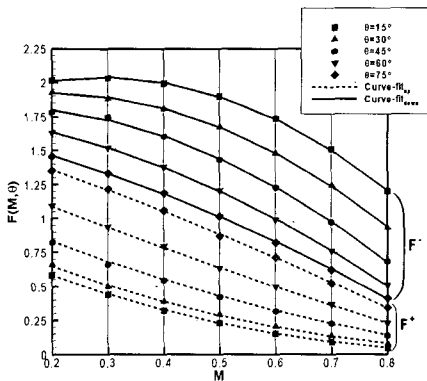


Fig. 5 The dependence of the function  $F^\pm$  on Mach numbers and stagger angles for  $B=4$ . Symbols denote the calculation and lines denote a polynomial of least square fit

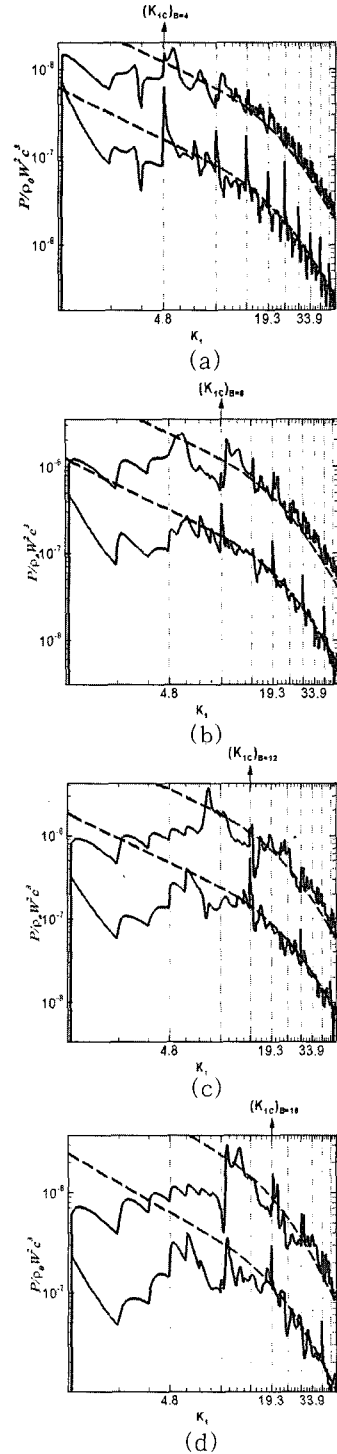


Fig. 6 Comparison of power spectral density between the exact and approximate predictions (exact solutions: — and approximate solutions: - - - - -) : (a)  $B=4$ , (b)  $B=8$ , (c)  $B=12$  and (d)  $B=16$

$$\frac{\Phi_{w_w}(K_1)}{K_1} = \frac{\overline{w^2} \Lambda (1+3\Lambda^2 K_1^2)}{2\pi K_1 (1+\Lambda^2 K_1^2)^2} \quad (10)$$

와 같고 이 식은  $\Lambda\omega/W(=\Lambda K_1) \rightarrow \infty$  임에 따라  $\omega^{-3}$  함수로 감소한다. 식 (10)을 식 (8)에 대입하면 단위 스펠(span) 길이당 음향 파워 스펠트럼 근사식을 아래와 같이 구할 수 있다.

$$\mathcal{P}^\pm(\omega) \approx F^\pm(M, \theta) \cdot \frac{B\rho_0\Lambda\overline{w^2}W}{2\pi^2\omega\cos\theta} \frac{M(1-M^2\cos^2\theta)^{1/2}}{(1-M^2)} \frac{(1+3\Lambda^2 K_1^2)}{(1+\Lambda^2 K_1^2)^2} \quad (11)$$

### 2.3 함수 $F^\pm(M, \theta)$ 의 특성

식 (11)의 근사식을 완성하기 위해서는 무차원 함수  $F^\pm(M, \theta)$ 의 특성 알 수 있어야 한다. 이를 위하여  $B=4$ 인 평판에어포일 캐스케이드의 음향파위를 특성주파수 이상 영역대에서 예측식 (1)을 이용하여 구하고 구한값을 근사식 (11)과 등식시켜 무차원 함수  $F^\pm(M, \theta)$  값을 결정하였다.  $M=0.2$ 부터  $0.8$ 과  $\theta=15^\circ$  부터  $75^\circ$ 의 범위에서 계산한 무차원 함수값을 Fig. 5에서 도시하였다.

계산한 무차원 함수  $F^\pm(M, \theta)$ 와 연계한 식 (11)은 완전한 근사 예측식으로 활용할 수 있다. 근사 예측식의 정확성을 증명하기 위하여 엄밀한 예측식 (1)과 함께 광대역 소음 계산을 수행하였으며 그 결과를 Fig. 6에서 도시하였다. 결과에서 알 수 있듯이 특성주파수보다 큰 영역에서 근사예측결과가 엄밀한 결과와 잘 일치함을 알 수 있다.

## 3. 다양한 예측 결과들의 비교

2장에서 유도한 광대역 소음 근사 예측식과 기존의 엄밀한 예측식을 이용하여 다양한 유동조건과 캐스케이드 관련 변수를 이용하여 광대역 소음을 예측/비교하였다. 먼저 실험값과 엄밀한 예측값과의 비교를 통하여 기준 비교조건을 결정하였으며, 결정된 기준조건을 중심으로 블레이드수, 스테지(stagger) 각도, 코드길이, 유속 등을 변화시키며 광대역 소음의 예측결과를 비교하였다.

### 3.1 예측값과 실험값의 비교

실험값과의 비교를 위하여 아래와 같이 정의된 음

향파위레벨을 사용하였다.

$$PWL^\pm = 10\log_{10} \left( \frac{2\Pi^\pm \Delta R}{10^{-12}} \right) \quad (12)$$

여기서 2는 양음측의 스펠트럼을 양수측으로 전환하기 위한 값이면  $\Delta R$ 은 스펠 방향의 캐스케이드 길이를 나타낸다.

Fig. 7에서 엄밀한 예측식 (1)을 이용할 결과와 NASA-Lewis의 풍동에서 축소모델을 이용한 실험결과<sup>(7)</sup>와 비교하였다. 300 Hz이하 주파수 성분은 뱀 이외의 소음원에 의한 것으로 보고 되었다. 유동조건은 고정자 날개 끝단의 조건을 사용하였으며  $R=0.65$  m,  $M=0.5$ ,  $B=45$ ,  $s/c=0.8$ ,  $\theta=30^\circ$ ,  $\overline{w^2}/W^2=6 \times 10^{-4}$ , and  $\Lambda/R=0.035$ 의 조건을 사용하여 계산을 수행하였다. 예측값과 실험값이 비교적 잘 일치하는 것을 알 수 있고 특히 고주파수 영역대에서 주파수에 따른 음향파위의 감소경향이 잘 일치한다.

### 3.2 여러 변수의 변화에 따른 예측결과의 비교

이 절에서는 여러 변수들을 변화시키며 광대역소음의 예측을 수행하였다. 기준 조건으로 앞 절에서 실험값과의 비교를 위해서 사용한 조건들을 블레이드 개수만 30개로 바꾸고 나머지는 그대로 유지하였다. 고정자의 날개 개수는 그 개수를 늘리면 순음 성분인 첫 번째 날개 통과 주파수를 덕트의 단절 주파수 영역으로 보낼 수 있기 때문에 매우 중요한 설계변수이다. 고정자를 설계할 때 대체로 선호하는 날개간격 대 코드길이에 대한 비(solidity,  $c/s$ )가 있지만 날개

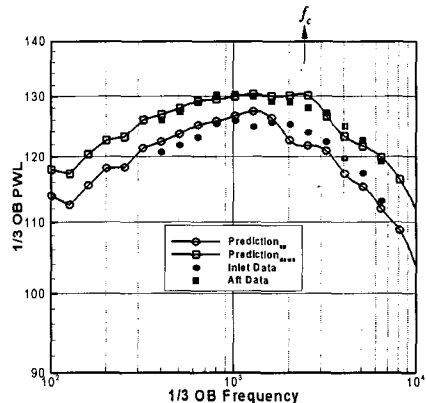


Fig. 7 Comparison of theoretical prediction with measured noise spectra for model data

의 개수에는 어느 정도 변화시킬 수 있는 여지가 있다. Fig. 8에서  $B=15, 30, 60$ 인 경우에 대해서 파워 레벨의 변화를 도시하였다. 실선은 근사식 (11)을 이

용한 예측 곡선을 나타낸다. 특성주파수(813.4 Hz, 1626.8 Hz and 3253.7 Hz for  $B=30, 45$  and 60) 이상 영역대에서 근사 예측값과 엄밀한 예측값이 매우

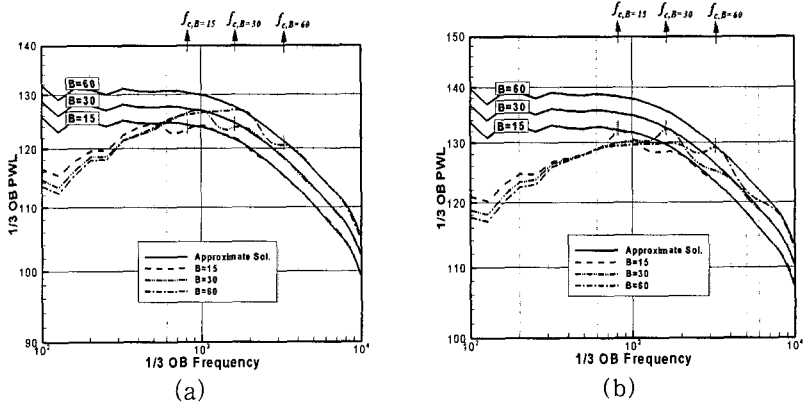


Fig. 8 Variation of acoustic power spectrum with blade number,  $B$ : Solid lines denote approximate predictions and the other lines exact predictions; vertical line “|” denotes the location of critical frequency: (a) upstream and (b) downstream

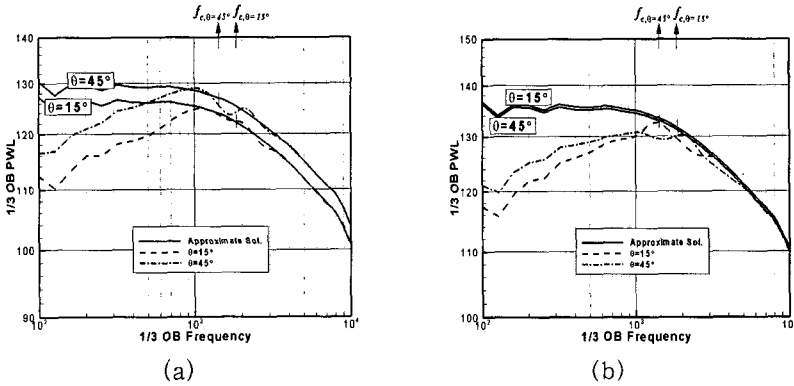


Fig. 9 Variation of acoustic power spectrum with stagger angle,  $\theta$ : (a) upstream and (b) downstream

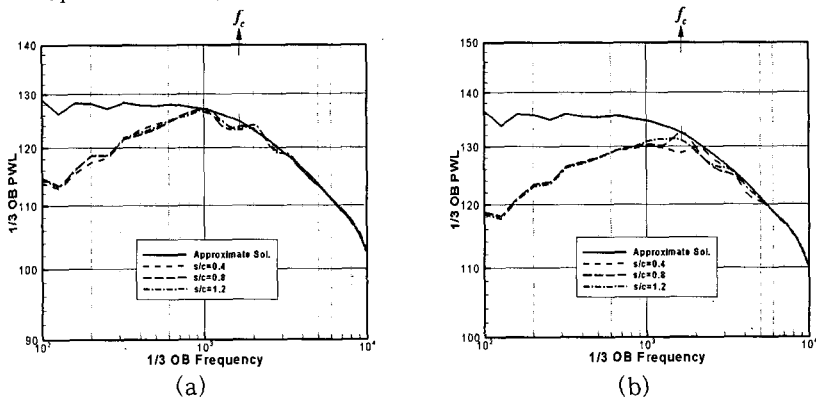


Fig. 10 Variation of acoustic power spectrum with gap-chord ratio  $s/c$  (or reciprocal of solidity): (a) upstream and (b) downstream

잘 일치함을 알 수 있다. 또한 근사식에서 명확히 나타나듯이 고주파영역대에서 음향파워레벨이 블레이드 개수  $B$ 에 비례함을 확인할 수 있다. 특성주파수 이하 영역대에서 근사 예측값과 정확한 예측값의 큰 차이는 인접한 블레이드 사이의 강한 상호간섭 때문인 것으로 추측된다.

Fig. 9에서 스테그 각도에 따른 파워스펙트럼의 변화를 나타내었다. 다시 한번 엄밀한 예측식과 근사식을 사용한 예측값이 매우 잘 일치한다는 것을 확인할 수 있다. 대류 효과로 인해서 윗방향(upstream)의 고주파수 음향파워는 스테그 각도가 증가함에 따라 증가하지만 아래방향 음향파워는 감소한다. 하지만 아래방향 음향파워에 대해서 스테그 각도의 영향은 미미하다.

Fig. 10에서 날개간격 대 코드길이 비 (gap-chord ratio,  $s/c$ )에 따라 음향파워의 변화를 예측한 결과를 나타내었다. 근사식에서 알 수 있는 것처럼 음향파워는  $s/c$ 의 값에 영향을 받지 않는데 엄밀한 예측식을

이용한 예측값도 같은 결과를 나타내는 것을 확인할 수 있다. 결과적으로 코드길이는 순음성 소음과는 달리 광대역소음에는 영향을 주지 않는다.

광대역 소음에 대한 유속의 영향을 조사하기 위하여 Fig. 11에서 마하수에 따른 음향파워레벨의 변화를 계산한 결과를 나타내었다. 근사 예측식이 마하수에 따른 경향도 잘 예측함을 확인할 수 있다.

### 4. 결 론

이차원 평판 에어포일로 구성된 캐스케이드와 자유류를 따라 대류하는 균질한 등방성 난류의 상호작용에 의한 광대역 음향장의 음향파워레벨을 캐스케이드 내의 인접한 블레이드 거리와 같은 원주방향 파장을 가진 캐스케이드 음향모드가 처음으로 단절모드에서 벗어날 때의 주파수로 정의되는 특성주파수보다 큰 영역에서 사용할 수 있는 간단한 대수식 형태의 근사 예측식을 유도하였다. 근사식은 특성주파수보다 큰 영역에서의 음향파워가 블레이드 개수에 비례하고 블레이드 간격에 대한 코드 길이비( $c/s$ , solidity)에는 무관하며  $\Phi_{ww}(\omega/W)/\omega$  형태의 주파수 의존성을 가진다는 것을 명시적으로 나타낸다. 실험값과 엄밀한 예측식과의 비교를 통하여 근사예측식이 난류-캐스케이드 상호작용에 의한 광대역소음의 음향파워를 효율적인 방법으로 정확하게 예측할 수 있다는 것을 확인할 수 있었다.

### 후 기

이 논문은 과학기술부의 국제공동연구의 지원을 받아 연구를 수행하였습니다. 더불어 이 논문의 초기 연구에 기여한 ISVR의 Phil Joseph박사에게 감사로 표합니다.

### 참 고 문 헌

- (1) 이덕주, 이수갑, 2004, "국내외 한국우주산업의 개발 동향", 한국소음진동공학회지, 제 14 권, 제 4 호, pp. 29~39.
- (2) 이수갑, 정철웅, 2004, "항공우주산업에서 소음 진동기술의 응용", 한국소음진동공학회지, 제 14 권, 제 4 호, pp. 16~28.

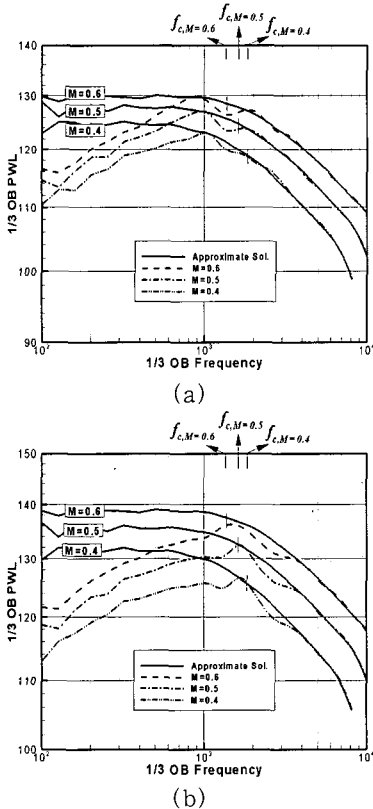


Fig. 11 Variation of acoustic power spectrum with Mach number,  $M$ ; (a) upstream and (b) downstream



(3) Huff, D. L., "Fan Noise Prediction: Status and Needs", AIAA-98-0177.

(4) 정철웅, Joseph Phillip, 이수갑, 2005, "난류 와류의 입사에 의한 이차원 평판 에어포일 캐스케이드의 광대역 소음장의 계산", 한국소음진동공학회논문집, 제 15 권, 제 6 호, pp.123~132.

(5) Smith, S. N., 1972, "Discrete Frequency Sound Generation in Axial Flow Turbomachines", Reports and Memoranda No. 3709, Aeronautical Research Council, London.

(6) Whitehead, D. S., "Classical Two-Dimensional Methods", in: AGARD Manual on Aeroelasticity in Axial Flow Turbomachines, Volume 1, Unsteady Turbomachinery Aerodynamics (AGARD-AG-298), Platzer, M. F. and Carta, F. O., ed.,Neuilly sur Seine, France, ch. 3.

(7) Hanson, D. B., 2001, "Theory for Broadband Noise of rotor and stator cascades with inhomogeneous inflow turbulence including effects of lean and sweep," NASA/CR-2001-21076.