

## 자동차 엔진 냉각팬의 공력 소음 예측에 관한 연구

이정한\*, 조경석\*, 선호성\*, 신희기\*, 이수갑\*\*

### Aerodynamic Noise Prediction of Automobile Engine Cooling Fan Noise

Jeonghan Lee\*, Kyungseok Cho\*, Hyosung Sun\*, Hyunki Shin\*, Soogab Lee\*\*

Key Words: Automobile Engine Cooling Fan(자동차 엔진 냉각팬), Aerodynamic Noise(공력소음)

#### ABSTRACT

Aerodynamic noise generated by automobile cooling fan is investigated. Automobile cooling fans radiate both discrete frequency noise as well as broadband noise. In the present work, the former is considered through free-wake panel method coupled with acoustic analogy fully considering the retarded time variation on the blade surface, while the latter is taken into account by three well-established broadband noise components. Experiments were performed to supplement necessary inputs as well as to provide the final comparison with the predicted noise spectrum. The predicted noise levels at blade passing frequencies agree well with the experimental data for the first few harmonics. Although the predicted broadband noise levels at higher frequencies fall below the experimental data due to the fundamental shortcomings of the utilized formulations, the analysis offers a detailed physical understanding of the fan noise generation processes.

#### 1. 서론

승객의 안락함과 주위 환경에의 영향에 대한 고려가 매우 중요시 되고 있는 가운데 저소음 기술 개발은 자동차 업계에서 필수적이라 할 수 있다. 기존에 주된 소음원으로 간주되던 연소 소음등이 많은 연구를 통해 저감되면서 부수적으로만 여겨져 왔던 2차 소음원들이 주목 받고 있다. 특히

엔진 냉각 시스템의 소음이 팬의 설계 및 시스템과의 융합 측면에서 중요하다.

실험을 통한 기존의 팬 설계 방법은 너무나 많은 시간과 자원이 투입되는 소비적 방법이므로 수치적 예측방법의 개발은 팬 설계에 매우 중요한 과제이다. 팬 소음의 수치 예측은 크게 세 가지 접근 방법을 이용한다. 먼저 가장 간단한 예측법으로서 경험적 모델을 이용하는 것이 있다. 이러한 예측법은 대개가 몇몇의 인자들로 이루어진 간단한 수식으로서 블레이드의 개수, 팬의 반경, 회

\* 서울대학교 대학원 항공우주공학과

\*\* 서울대학교 기계항공공학부

전수등의 기초적 인자들을 이용하며 계산 시간도 매우 짧다. 두 번째 접근법은 앞서보다 엄밀한 수학적 모델을 통해 유동장을 해석하고 음향상사방정식의 단순화된 형태등을 이용해 소음 발생 미케니즘에 초점을 맞추어 해석하는 방법이다. 난류유입 소음, 난류 경계층 소음, 그리고 와동 발산 소음의 해석등이 이러한 접근을 통해 해석되었고, 많은 결과식들이 존재한다. 마지막으로 가장 엄밀한 접근법으로 볼 수 있는 CFD(전산 유체해석)법과 음향상사법의 결합을 통한 소음 예측이 있다.

첫 번째 방법은 그 간단함이 가장 큰 특징으로서 저소음 웬의 개념설계 단계에서 이용할 수 있는 방법이지만 복잡한 운용조건 하에서 작동하는 자동차용 냉각팬의 경우에는 좀더 엄밀한 접근이 필요하다. 두 번째 방법은 주로 난류 등의 복잡한 유동 현상에 의한 광대역 소음을 주로 다루며, 소음의 절대적 크기 예측보다는 소음의 발생 미케니즘과 경향 예측이 초점이다. 마지막으로 CFD와 음향상사법의 결합은 가장 엄밀한 접근법으로서 웬의 운용 상태를 가장 실제와 가깝게 모사하여 소음을 예측하는 방법이다. 다만 자동차 엔진 냉각팬과 같이 많은 광대역 소음원을 가진 유동현상의 경우, 블레이드에 가해지는 임의적 하중을 모두 모사할 만한 해상도의 수치 기법이 개발되지 못했다는 한계가 있다.

본 연구에서는 위의 세가지 접근법 중 두 번째와 세 번째 방법을 결합하여 이용하되 입력값을 실험을 통해 얻음으로서 두 번째 방법의 가장 큰 단점으로 꼽을 수 있는 운용조건에 따른 임의성을 최대한 줄였다. 두가지 접근법을 모두 이용함으로써 두 방법의 단점을 상호 보완함과 동시에 웬 소음의 발생 미케니즘과 경향성을 파악하여 실제 저소음 웬의 설계에 이용할 수 있는 소음 예측 기법의 개발을 목표로 하였다.

## 2. 이론

### 2.1. 자유후류 패널법과 시간영역 음향 상사법

자유후류 패널법은 비압축성, 비점성 유동해석법으로서 본 연구에서는 곡선의 와동요소를 기초로 한 등와도선(CVC : Constant Vorticity Contour) 후류모델을 사용하여 Biot-Savart 적분을 통해 속도 및 압력분포를 구한다. 등와도선 후류 모델은 각 와동 요소를 와도장(vorticity field)의 합 벡터로 취급하며 계산 결과 또한 등와도 곡선으로 출력되도록 한다[1]. 출력된 등와도선에는 블레이드 상의 경계순환(bound circulation)의 시간 및 공간 상의 변화에 따른 일정한 강도를 가지는 와동선이 배치된다. 결과적으로 경계순환의 변화가 심한 부분은 와동선이 밀집되고 그 외의 경우는 큰 간격을 가지는 등고선 형태의 등와도선이 형성된다.

이러한 와동요소를 사용하여 속도벡터,  $\vec{q}$ 를 계산하는 Biot-Savart 적분의 일반적인 형태는 다음과 같다.

$$\vec{q} = -\frac{1}{4\pi} \int_C \left[ \frac{\Gamma \vec{r}_v \times \overrightarrow{ds}}{r_v^3} \right] \quad (1)$$

여기에서  $C$ 는 와동요소,  $\Gamma$ 는 와동의 강도,  $\vec{r}_v$ 는 와동요소와 속도를 구하고자 하는 지점 사이를 연결하는 벡터, 그리고  $\overrightarrow{ds}$ 는 와동요소를 따르는 길이벡터를 의미한다. 블레이드의 형상은 블레이드 표면에 배치된 패널에 의해 결정되고, 점성효과는 마하수와 받음각에 따른 2차원 에어포일의 공력데이터를 사용함으로써 고려되며 기존 패널법의 약점인 항력 및 토크의 계산은 이를 통해 정확히 계산된다.

소음 계산은 시간영역 음향상사법을 이용해 블레이드 표면에 배치된 각 격자의 지연시간을 모두 고려하여 수행하였다.[2] 저속 웬의 지배적 소음원인 이중극 소음만을 고려하였다.

$$4\pi p'_{L}(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[ \frac{\hat{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[ \frac{l_r - l_i M_i}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[ \frac{l_r (r \hat{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (2)$$

### 2.2. 광대역 소음

자동차 엔진 냉각 팬 소음은 이중극의 특징을 가지고 있는데, 본 연구에서 고려된 소음원들은 다음과 같다.

(1) 난류유입 소음

-공기의 난류유동(turbulence)과 회전하는 블레이드의 간섭(interaction)으로 인한 하중의 변화로 인한 소음

(2) 난류경계층 소음

-난류경계층(turbulent boundary-layer)과 블레이드의 뒷전(trailing-edge)과의 간섭효과에 의한 소음

(3) 와동발산 소음

-블레이드 뒷전의 두께로 인한 와동의 발산(vortex shedding)에 의한 소음

이러한 소음원에 대한 자세한 설명과 검증은 참고 문헌 [3]에 나타나 있다.

2.2.1. 난류유입 소음 (Turbulence Ingestion Noise, TIN)

난류가 포함된 공기가 유입되어 블레이드의 받음각(angle of attack)의 변화로 인한 하중의 변화에 의해 발생하는 소음이다. 축류 팬 및 로터 난류유입 소음에 대한 자세한 내용은 참고문헌 [4]에 제시되어 있다.

무차원화된 형태의 음향 스펙트럼식은 다음과 같다.

$$\frac{\langle S_1 \rangle}{\rho_0 a_0^3 \Omega^{-1} M_i^2 (R_T/r)^2} = \frac{16\pi^4 B^2 M_0^4}{1 - M_0^2} \times \left(\frac{bc}{R_T^2}\right)^2 \left(\frac{R_T}{R_0}\right)^2 \left(\frac{\Omega A}{V_c}\right)^3 \left(\frac{f}{\Omega}\right)^2 \times \int_{\xi_{\min}}^{\infty} d\xi \xi \sum_{n=n_1}^{n_2} \sum_{l=-\infty}^{\infty} E_{int} E_l E_{nurb} (E_{aero} E_{span}) \quad (1)$$

여기서,

$$\xi_{\min} = \left| \frac{\frac{f}{\Omega} - \widehat{nB}}{(V_c/\Lambda\Omega)} \right|$$

$$n_{1,2} = \left\lfloor \frac{\frac{f}{\Omega} \mp \left(\frac{V_c}{\Lambda\Omega}\right)\xi}{B} \right\rfloor$$

$$E_{int} = \left[ \cos \mu \sin \phi - \frac{(nB - l) \sin \mu}{M_0 (F/\Omega)} \right]^2 \times J_{nB-l}^2 \left( M_0 \frac{f}{\Omega} \cos \phi \right)$$

$$E_l = J_l^2 \left( \frac{M_0}{M_c} \sqrt{(V_c/\Lambda\Omega)^2 \xi^2 - \left(\frac{f}{\Omega} - nB\right)^2} \right)$$

$$E_{nurb} = \frac{\left(\frac{V_c}{\Lambda\Omega}\right)^2 \xi^2 - \left(\frac{f}{\Omega} - nB\right)^2}{(1 + 4\pi^2 \xi^2)^3}$$

하첨자 0는 쌍극점음원의 물리량들을 나타내며,  $\widehat{nB}$ 는  $f/\Omega$ 에 가장 근접한 블레이드 통과 주파수를 나타낸다. 윗식은 회전하는 쌍극점음원 가정을 이용하였고 비정상 공기역학 현상과 블레이드 스펜방향 음원분포를 나타내는 두개의 전달함수(transfer function)가 추가적으로 도입된다.

2.2.2. 난류경계층 소음

(Turbulent Boundary-layer Noise, TBN)

블레이드 표면 위에 형성된 난류경계층이 블레이드의 뒷전에서 빠져 나갈 때 발생하는 소음이다. 이러한 소음을 헬리콥터 로터에 적용한 것이 참고 문헌[5]에 나타나 있다. 본 연구에서는 축류팬의 난류경계층 소음을 예측하기 위해서 이와 유사한 식을 사용하게 된다.

$$SPL_{1/3}(f) = 10 \log_{10} \left\{ V^5 B D \frac{\delta R}{r_0^2} \left( \frac{S}{S_{\max}} \right)^4 \times \left[ \left( \frac{S}{S_{\max}} \right)^{1.5} + 0.5 \right]^{-4} \right\} + K_b \quad (2)$$

$K_b$ 는 실험에 근거한 보정값이고,  $D$ 는 이 소음의 방향성(directionality)을 나타낸다.

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

여기에서,  $M$ 은 마하수(Mach number),  $M_c$ 는 대류(convection) 마하수(=0.8M),  $\delta$ 는 경계층 두께(=0.37C/R<sub>n</sub><sup>0.2</sup>),  $S$ 는 Strouhal 수(=fδ/V),  $S_{\max}$ 는 0.1,  $V$ 는 속도,  $C$ 는 시위길이,  $R_n$ 은 Reynolds 수(=VC/ν), ν는 운동학적인 점성계수(kinematic viscosity)를 의미한다.

### 2.2.3. 와동발산 소음

#### (Vortex Shedding Noise, VSN)

블레이드 뒷전이 두꺼울 때 발생하는 소음으로서, 헬리콥터 로터의 경우에는 중요하게 생각하지 않는다[6]. 그러나, 자동차 엔진 냉각용 축류팬은 그 제작 공정의 문제로 뒷전에 약간의 두께가 포함되므로 본 소음원을 추가하였다. 블레이드 뒷전의 두께효과를 고려한 다음식을 이용하여 소음을 계산하였다.

$$SPL_{1/3}(f) = 10 \log_{10} (BD_1 V^{5.3} t \sin^2(\theta/2) \times \sin^2 \psi) + K_c(f) \quad (3)$$

$$D_1 = (1 + M \cos \theta)^3 [1 + (M - M_c) \cos \theta]^2 r_0^2 \quad (3-1)$$

여기에서,  $t$ 는 뒷전의 두께,  $K_c(f)$ 는 주파수에 의존하는 보정값,  $\psi$ 는 측정지점의 방위각 (azimuthal angle)을 나타낸다. 그리고, 이 소음은  $f_{max} = 0.1V/t$ 에서 최대값을 가지는 특징이 있다. 즉, 특정한 대역의 소음분포에만 영향을 준다.

### 2.3. 실험 방법 및 장치

#### 2.3.1. 난류강도 측정 실험

팬으로 유입되는 난류의 강도를 구하기 위해 LDV(Laser Doppler Velocimetry)를 이용하였다. LDV 장비는 Argon-Ion Laser Beam을 발생시키는 Power부와 Fiber Optic Probe, Doppler Signal Analyzer 및 이송 장치로 구성되어 있다. 파장 (Wave Length) 514.5nm의 Green Beam과 488.0nm의 Blue Beam을 이용하였으며, Focal Length 500 mm 인 Lens를 사용하였다.

Seeding 입자는 에틸 알코올(Ethyl Alcohol) 계의 스모그(Smoke)가 사용되었고, 평균 입자의 크기는  $2.3 \mu m$  이다. 측정 위치는 날개 전면 (Leading Edge) 상류 20mm 지점에서 반경 방향으로 이동하면서 측정하였다.

#### 2.3.2. 소음 측정 실험

소음 시험은 실내부 크기가 5m x 5m x 3.8m 완전 무향실에서 실시하였다. 무향실의 압소음은

20dB(A) 이하이며, Cut-off Frequency는 80Hz 이하이다. Micro Phone은 팬의 회전축 중심으로부터 반경 2m의 반원 상의 90도 및 60도 위치에 위치시켜 측정을 실시하였다. B&K 4550 Spectrum Analyser를 사용해 주파수 분석하였다.

### 3. 결과 및 고찰

본 연구에 사용된 팬의 모델이 그림 1에 나와있다. 팬의 직경은 308mm, 날개 개수는 7 개로서 팬 회전수는 2020 rpm이다. 측정된 rms 난류 속도는 0.92m/s 이다.

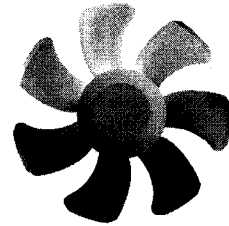


Fig. 1 Fan Model Geometry

그림 2는 자유후류 패널법을 이용해 해석한 팬의 후류 형상이다.

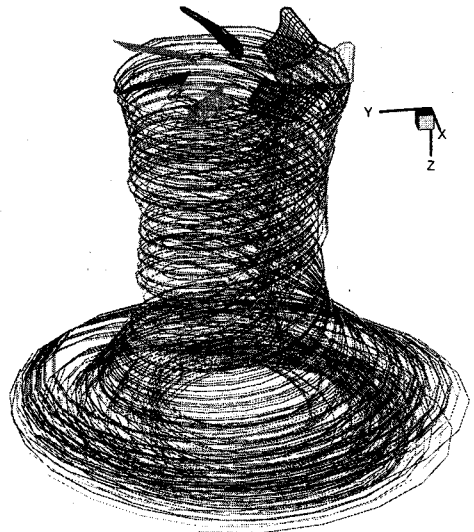


Fig. 2 Fan wake geometry using free-wake panel method

그림 3은 팬의 회전축상에서 예측된 소음 스펙

트럼과 예측 결과를 보여준다. 자유후류 패널법과 음향상사법을 결합해 예측된 불연속 주파수 소음은 블레이드 통과 주파수에서 생성되는 peak치들을 비교적 정확히 예측하고 있으나 하모닉 수가 높아지면서 오차가 커짐을 알 수 있다. 전체적으로 고주파 영역의 광대역 소음의 예측이 정확히 이루어지지 않음을 볼 수 있는데, 이는 이용된 식들이 근본적으로 복잡한 현상을 완전히 모사 할 만한 정확도를 갖추지 못했기 때문이다. 다만 난류 유입 소음이 상당한 크기의 불연속 주파수 소음을 발생시키고 있으며 난류경계층 소음이 광대역 소음을 지배하고 있음을 볼 수 있어 각 영역에서의 소음원에 대한 경향 파악이 가능하다. 또한 3000Hz 이상의 고주파 영역에서는 와동발산 소음 또한 무시할 수 없음을 알 수 있다.

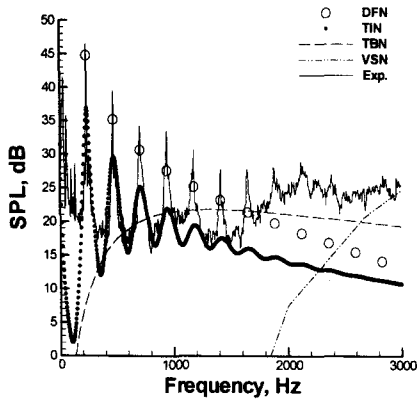


Fig. 3 Comparison between experiment and predictions,  $\phi=90^\circ$ ,  $(\overline{w^2})^{1/2}=0.92m/s$

그림 4는 소음 측정점이 회전면으로부터 60도 떨어진 곳에서의 소음 예측 결과를 보여준다. 난류유입 소음이 기본 회전 주파수에서 대체적으로 정확한 예측을 보여주고 있으며 전체적인 경향은 회전축에서 예측된 결과와 비슷하다. 회전면에 가까워 질수록 소음의 강도가 모든 영역에서 줄어들고 있으며 이는 비정상 이중극 소음이 회전축상으로 가장 큰 소음을 발생시킨다는 방향성과 일치한다.

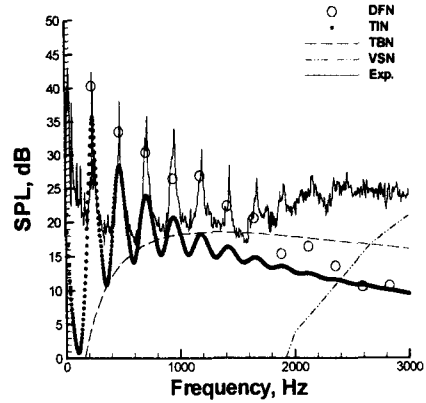


Fig 4. Comparison between experiment and predictions,  $\phi=60^\circ$ ,  $(\overline{w^2})^{1/2}=0.92m/s$

#### 4. 결론

자동차 엔진 냉각팬의 불연속 주파수 소음을 패널법과 음향상사법을 결합하여 해석하고, 광대역 소음을 난류유입 소음, 난류 경계층 소음, 그리고 와동 발산 소음의 세 성분으로 분리, 해석하여 예측된 소음을 실험치와 비교하였다. 실험치와 예측치의 비교 결과 블레이드 통과 주파수에서 peak로 나타나는 불연속 주파수 소음 성분은 비교적 잘 예측하고 있다. 그러나 고주파 영역의 광대역 소음은 실험을 통해 입력값의 임의성을 최대한 줄였음에도 불구하고, 실험치를 과소 예측하여 복잡한 소음 발생 현상을 모사 할 만한 정확도를 갖추지 못하였으며 향후 많은 개선의 여지가 있음을 알 수 있었다. 그러나 이러한 접근법은 매우 짧은 계산 시간만으로 소음의 생성 미케니즘과 경향에 대한 자료를 제공함으로써 저소음 팬의 설계와 개발에 도움이 될 수 있음을 보였다.

#### 참고문헌(REFERENCES)

- (1) Bliss, D.B., Quackenbush, T.R., and Bilanin, A.J., "A New Methodology for Helicopter Free

Wake Analyses", 39th Annual Forum of the American Helicopter Society, May 1983.

(2) Farassat, F., and Succi, G. P., "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise," *Vertica*, vol. 7, no. 4, 1983, pp. 309-320.

(3) George, A.R., and Chou, S.T., "Comparison of Broadband Noise Mechanisms, Analyses, and Experiments on Helicopters, Propellers, and Wind Turbines", AIAA Paper 83-0690, April 1983.

(4) Homicz, G.F., and George, A.R., "Broadband and Discrete Frequency Radiation from Subsonic Rotors", *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 36, No. 2, September 1974.

(5) George, A.R., and Kim, Y.N., "Trailing Edge Noise from Hovering Rotors", *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 9, September, 1982.

(6) George, A.R., and Chou, S.T., "Effect of Blunt Trailing Edge on Rotor Broadband Noise", *AIAA Journal*, Vol. 24, No. 8, August 1986.