

축류팬에서의 광대역소음 발생에 대한 실험적 연구

이 옥 · 최종수*

An Experimental study on the Broadband Noise Generation in Axial Flow Fan

Wook Rhee*, Jong-Soo Choi**

Key words: Broadband Noise(광대역소음), Axial Flow Fan(축류팬), Empirical Formula (실험식)

ABSTRACT

The broadband noise generated aerodynamically from a two-bladed axial flow fan has been measured and compared to the result of a self-noise prediction method. The prediction scheme is based on the experimental data set acquired from a series of aerodynamic and acoustic tests of two and three-dimensional airfoil blade sections. For low blade loading case the comparison showed a reasonably good agreement, but as the loading becomes larger the empirical formula overpredict the sound pressure level at high frequency range. This is probably due to the use of stationary wing data for the prediction of rotating blade case, which will be quite different in their vortex strength at the blade tip.

1. 서 론

축류팬이나 헬리콥터의 로우터와 같이 고속으로 회전하는 날개에서 발생하는 유체소음은 날개 주위의 비정상 유동현상으로 인한 압력변화가 그 주요한 원인으로 비정상 유동현상이 회전하는 날개 자체에 의한 것인지 아니면 흐름의 전방에 위치한 물체에 의한 상호작용에 의한 것인지에 따라 자체

소음(self-noise)과 상관소음(interaction-noise)으로 구분된다. 일반적인 축류팬의 작동환경에서는 위의 두 가지 경우가 복합적으로 발생하는데 상관소음은 주로 좁은 주파수대역에 높은 진폭을 갖는 톤소음(tonal noise)의 형태를 보이고 자체소음은 톤소음과 함께 넓은 주파수에 걸쳐 분포하는 광대역소음(broadband noise)의 특성을 보인다. 상관소음의 경우는 주로 회전 날개 전방의 불균일 유동장 분포에 의하여 날개에 작용하는 비정상 하중에 의하여 발생하며 비교적 그 해석과 추정기법이 잘 알려져 있는 반면, 자체소음의 경우는 날개주위

* 충남대학교 항공우주공학과 대학원

** 충남대학교 항공우주공학과

의 난류유동과 연관되어 복합적으로 작용하므로 아직까지 원인의 규명과 이론적 해석에 한계가 있는 것으로 알려져 있다. 따라서 이들 광대역소음을 예측하는 방법으로는 실험자료를 바탕으로 구성된 경험식이 주로 사용하고 있다. 본 논문에서는 균일 유동장 내에 놓여있는 축류팬에 대하여 후류 유동장과 발생소음에 대한 실험을 수행하여 광대역소음의 특성을 연구하였으며, 기존의 경험식에 의한 예측법을 이용하여 예측결과를 실험결과와 비교하였다.

2. 축류팬 광대역소음의 발생기구와 예측법

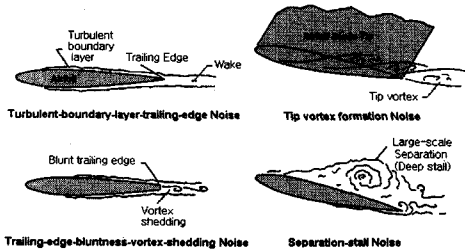


Fig. 1 Noise source of broadband noise for axial flow fan

축류팬에서 형성되는 광대역소음의 소음 발생원은 날개 주위에 형성된 경계층의 특징에 따라 층류경계층에서의 와류발생소음과 난류경계층에 의한 날개뒷전 소음, 날개 끝 와류에 의한 소음, 뭉뚝한 날개뒷전에서 와류에 의한 소음, 경계층 박리와 스톨에 의한 소음으로 구분된다. 이들에 의하여 발생하는 소음은 각 소음원의 특성을 나타내주는 난류특성에 의하여 무차원화 될 수 있는 것으로 알려져 있는데 Ffowcs Williams⁽¹⁾은 아음속 영역에서 U_c 의 속도로 평판의 뒷전을 지나는 난류에 의하여 발생하는 소음의 경우 뒷전에서 거리 r 만큼 떨어진 위치에서의 음압 p 는 다음과 같다고 제안하였다.

$$\langle p^2 \rangle \propto \rho_0^2 v'^2 \frac{U_c^3}{c_0} \left(\frac{Ll}{r^2} \right) \bar{D}$$

여기에서 c_0 는 음속, v'^2 는 난류의 평균자승속도이며 L 은 스펠방향 길이, l 은 난류의 특성길이이다. 그리고 소음의 방향성 계수인 \bar{D} 는 흐름의 방향과 관찰자와의 상대적 위치로서 결정되는 계수이다. 보통 경계층에 의한 소음의 경우 v' 는 자유류 속도, l 은 경계층두께나 경계층 배제두께에 해당한다. Brooks⁽²⁾는 고정된 2차원과 3차원 날개 모형에 대한 실험을 통하여 발생 소음과 난류 특성에 대한 방대한 데이터 베이스를 구성하고 이들의 무차원화에 의한 분석을 통하여 각 소음원 별로 발생 소음을 무차원화 할 수 있는 최적의 난류 특성길이를 결정하고 이에 의하여 날개단면에서 발생하는 광대역소음을 예측하는 실험식을 구성하였다.

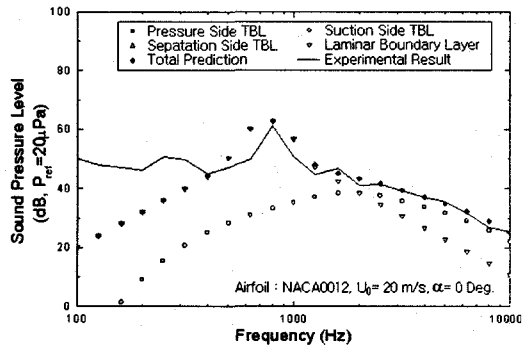


Fig. 2 Airfoil broadband noise and its prediction

참고문헌(3)에서는 대칭형과 비대칭형의 2차원 날개모형에 대한 발생소음과 날개 모형 후류에서의 난류특성의 측정을 통하여 이 실험식의 효용성을 검증하였다. 고정된 날개에서의 예측에서는 주위 유동장의 속도와 날개의 형상데이터를 이용하여 각 소음원별 발생 소음을 예측하고 이들 음압의 합으로 날개에서 발생하는 광대역소음의 스펙트럼을 1/3 옥타브밴드 형태로 예측해 준다. Fig. 2는 2차원 날개모형에 대하여 측정된 광대역소음의 스펙트럼과 예측결과를 비교하고 있는데 이를

살펴보면 두 결과가 비교적 일치함을 볼 수 있고 층류경계층에서의 와류발생소음이 가장 주요한 소음원으로 작용함을 볼 수 있다. 이러한 경향은 유동조건의 변화에 따라 달라지는데 유동속도가 빨라지거나 유동장의 난류강도가 증가할 경우 난류경계층에 의한 날개 뒷전 소음이 주요한 소음원으로 작용함을 볼 수 있었다.

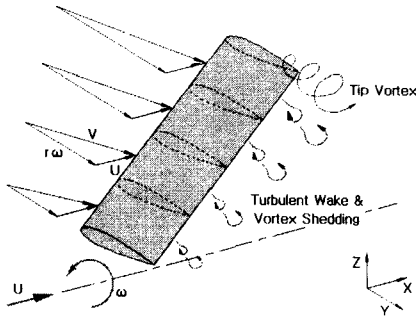


Fig. 3 Broadband noise generation in axial flow fan

이러한 날개단면 광대역소음의 예측방법을 축류팬에서 발생하는 광대역소음에 대한 예측에 적용시키기 위하여 스트립이론(strip theory)을 사용하였다. Fig. 3과 같이 축류팬의 깃을 몇 개의 날개요소로 분할한 후 각 요소를 동일 코드길이의 2차원 날개로 가정하고 각 날개요소에 대한 상대속도를 기준으로 하여 여기에서 발생하는 소음을 위의 실험식에 의하여 예측한다. 또한 깃 끝단의 요소에 대하여는 이를 3차원 날개로 가정하여 날개 끝 와류에 의한 소음까지 포함한다. 그리고 예측된 각 요소에서의 발생소음의 음압을 서로 더하여 주고 여기에 프로펠러의 깃의 개수를 곱한 후 음압 레벨을 계산하면 각 주파수 밴드에서의 음압 레벨을 예측할 수 있고 이를 이용하면 프로펠러에서의 발생하는 광대역소음의 스펙트럼을 예측할 수 있다.

3. 실험장치의 구성 및 실험 모형

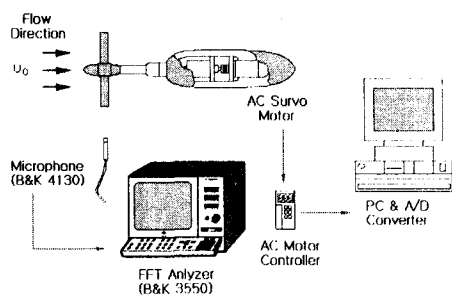


Fig. 4 Schematics of test setup

축류팬에서 발생하는 광대역소음 특성의 관찰을 위하여 실험용 모델을 제작하고 이를 광력유향풍동을 이용하여 발생소음을 측정하였다. 실험이 수행된 충남대학교 항공우주공학과와의 광력유향풍동은 측정부 면적 0.4x0.4m, 최대유속 25m/s의 개방형이며 측정부입구에서의 난류강도는 0.5% 이내이다. 또한 측정실은 반부향실 형태이고 이의 체적은 4.5(L)x3.8(W)x4.0(H)m 이며 차단주파수는 350Hz이다. 그리고 Fig. 4는 실험장치의 구성을 나타내고 있는데 축류팬은 발생소음의 측정을 위하여 덕트가 없는 형태로 구성하고 교류 서보모터를 이용하여 PC에 의하여 제어되어정속운전이 가능하도록 하였다. 또한 팬 구동부에서 발생하는 유체소음을 최소화하기 위하여 유선형으로 하였으며 이는 경사진 타원형 지지대에 고정하였다. 또한 팬은 직경 250mm으로 날개수는 2개로 하였고, 날개단면은 대칭형인 NACA0012로 날개의 반경방향으로 일정한 시위길이(40mm)를 가지게 하였다. 날개의 피치는 설계점(회전수 3600 rpm, 자유류 속도 15 m/s)에서 하중을 발생시키지 않도록 상대속도와의 유동각이 0도가 되게 뒤틀림을 주어서 제작하였다. 또한 뭉툭한 뒷전에 의한 소음발생의 영향을 비교하기 위하여 동일형상에서 뒷전의 폭을 0.8mm로 뭉툭하게 가공한 형태의 비교 모델을 제작, 실험하였다. 발생소음의 측정에는 콘덴서 마이크로폰(B&K 4130)을 이용하여 주파수 분석기(B&K

3550)로 원음장 소음을 측정하였다. 이때 소음 스펙트럼은 Hanning window를 이용하여 $\Delta f=32\text{Hz}$ 로 25.6kHz 까지 500 회 평균을 취하였고 측정 위치는 팬의 회전면상에서 회전축 중심으로부터 1m 떨어진 곳에서 측정하였다.

4. 실험결과 및 예측결과와의 비교

이렇게 준비된 실험장치를 이용하여 날카로운 뒷전(Sharp TE)과 뭉툭한 뒷전(Blunt TE)을 가지는 두 가지의 시험용 모델에 대하여 팬의 회전수와 전진비를 바꾸어 가며 발생소음을 측정하고 이를 실험식에 의하여 예측된 결과와 비교하였다. 이때 팬의 전진비(Advance coefficient), J 는 회전속도와 자유류 속도의 비를 나타내는 계수로 다음과 같이 정의된다. 이때 U 는 자유류의 속도, n 은 팬의 회전속도, D 는 팬의 직경이다

$$J = \frac{U}{nD}$$

Fig.5는 측정된 팬에서의 발생소음과 실험 모델을 부착하지 않았을 경우 동일작동조건에서 구동부에서 발생하는 기계적 요인에 의한 소음과 유체소음을 비교한 것이다. 이를 살펴보면 특정 주파수에서 기계적인 요인에 의한 소음이 팬에서 발생하는 광대역 소음에 비하여 더 레벨이 높은 부분을 볼 수 있다. 이의 발생 주파수와 레벨은 팬의 작동조건에 관계없이 거의 일정하게 나타나고 토운 소음의 형태를 나타내는데 이러한 특성은 회전체의 진동이나 베어링등의 기계적 마찰에 의하여 발생하는 소음의 특성이다. 따라서 이러한 배경소음의 원인은 팬 구동부에서 발생하는 성분으로 생각된다. 하지만 본 연구에서의 관심분야는 축류팬의 작동조건의 변화에 팬에서의 발생 소음특성의 관찰에 있기 때문에 이러한 배경소음의 영향은 문제가 되지 않으리라 생각되며 관심 주파수 대역인 고주

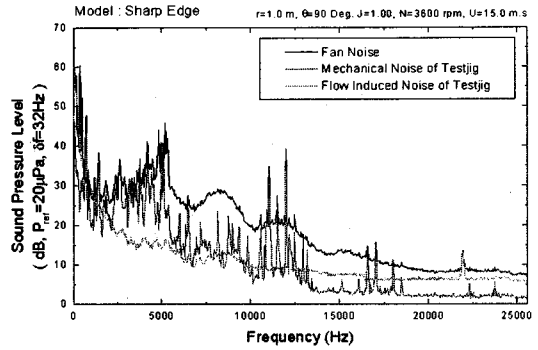


Fig. 5 Background noise level

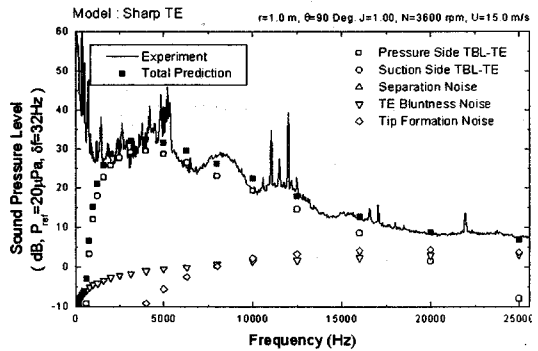


Fig. 6 Measured & predicted noise spectrum (Sharp TE)

파 대역에 대하여는 이의 영향이 크지 않으므로 이를 무시하도록 하였다.

Fig. 6은 날카로운 뒷전 모델에서의 발생 소음의 측정 스펙트럼을 실험식에 의한 예측 결과와 비교한 것이다. 이때 실험식에 의한 예측결과는 1/3 옥타브 밴드 형태로 예측이 되는데 이를 실험결과와 비교하기 위하여 실험 시 사용한 것과 동일한 밴드폭을 가지는 스펙트럼으로 변환시켰다. 배경소음에 의한 피크성분들을 제외하면 예측결과는 측정된 스펙트럼과 유사한 형태를 보이며 음압레벨도 만족할 만한 일치를 나타낸다. 또한 각 소음원별 발생소음 예측치를 살펴보면 설계점에서의 발생 소음의 저주파 영역은 난류경계층에 의한 날개 뒷전 소음이 가장 주요한 소음원으로 작용하며

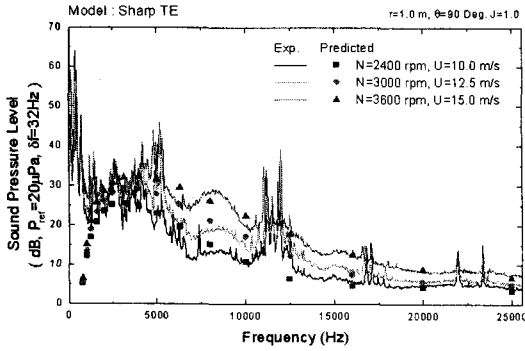


Fig. 7 Effect of rotational speed on noise spectra

고주파 영역에서는 이와 날개 끝 와류에 의한 소음의 합으로 나타남을 볼 수 있다.

Fig. 7은 동일한 전진비 조건에서 팬의 회전속도를 변화시키며 측정된 발생 소음의 스펙트럼과 실험식에 의한 예측 결과를 나타내고 있다. 측정된 스펙트럼을 살펴보면 팬에서 발생한 소음의 음압 레벨은 회전 속도의 증가에 따라 전 주파수 대역에 걸쳐 고르게 증가하는 특성을 나타낸다. 그리고 이러한 특성은 실험식을 사용한 예측 결과에서도 동일하게 나타나는데 예측된 발생 소음의 스펙트럼은 그 형태나 음압 레벨에서 실험에 의하여 측정된 결과에 충분히 일치함을 볼 수 있었다. 일반적으로 회전체에서 발생하는 소음은 회전속도에 의하여 무차원화 될 수 있지만 레이놀즈수의 차이에 의한 영향을 받는 것으로 알려져 있는데 이러한 결과는 본 연구의 예측법이 변화하는 레이놀즈수에 대하여도 적용될 수 있음을 나타낸다.

Fig. 8과 9는 동일 회전속도에서 팬의 전진비 조건을 다르게 하였을 경우에서 측정된 발생소음의 스펙트럼을 실험식에 의하여 예측된 결과와 비교한 것이다. 측정 결과에서는 전진비의 증가에 따라 발생 소음의 음압 레벨이 증가하는 경향을 나타낸다. 예측 결과에서도 이와 동일한 경향을 나타내기는 하지만 고주파 영역에서 음압 레벨이 측정

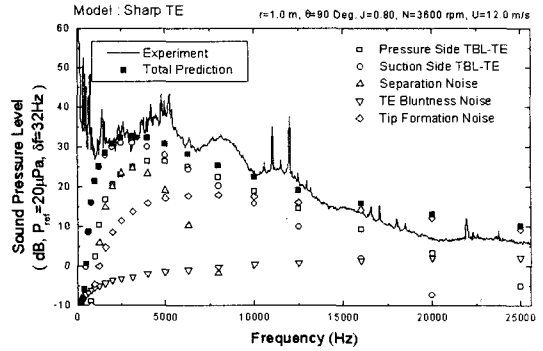


Fig. 8 Effect of advance coefficient on noise spectra (J=0.8)

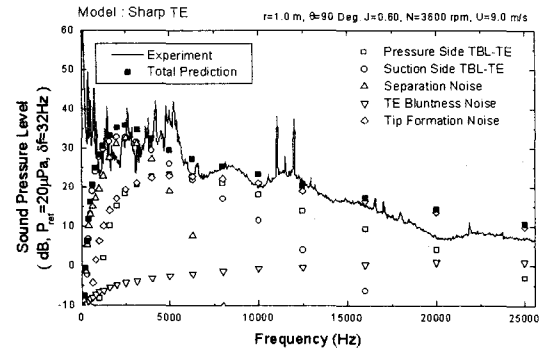


Fig. 9 Effect of advance coefficient on noise spectra (J=0.6)

치에 비하여 높게 예측되었음을 볼 수 있다. 이는 날개 끝 와류 발생 소음이 실제에 비하여 높게 예측되었기 때문인데, 이러한 결과는 예측에 사용된 실험식의 데이터베이스로 사용된 고정된 날개에서의 날개 끝 와류특성이 회전하는 경우와 다르기 때문으로 생각된다. 이러한 문제의 보완을 위해서는 회전하는 팬에 대한 후류속도분포의 측정이나 수치해석적 방법에 의한 난류특성의 파악을 통하여 보완될 수 있으리라 생각된다.

Fig. 10은 동일한 작동조건에서의 날카로운 뒷전과 뭉툭한 뒷전의 실험 모델의 발생 소음의 스펙트럼을 비교하고 있다. 이를 살펴보면 실험 결과에서 뭉툭한 뒷전의 경우 날카로운 뒷전 모델에

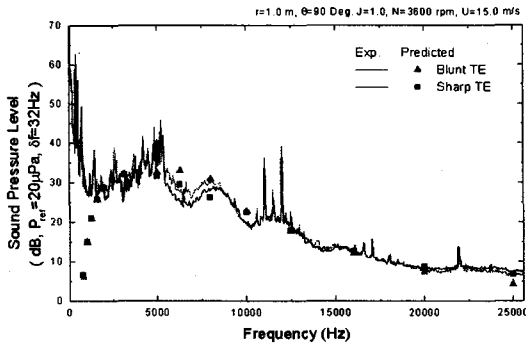


Fig. 10 Effect of TE bluntness on noise spectra

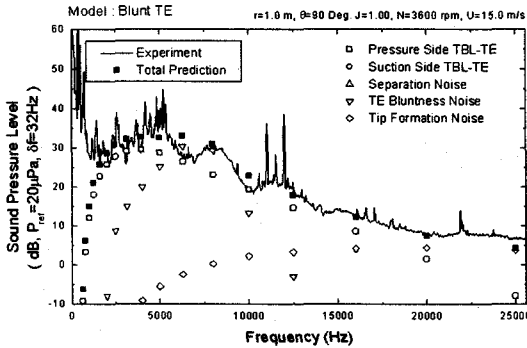


Fig. 11 Measured & predicted noise spectrum (Blunt TE)

비하여 5.5k ~ 8.5kHz 의 주파수 영역에서 발생 소음의 음압 레벨이 증가하였음을 볼 수 있다. 이러한 결과는 Fig.11의 예측결과에서도 확인할 수 있는데 예측에서 이러한 뒷전형상의 변화는 동일한 주파수 범위에서의 음압 레벨의 증가로 나타나며 이는 뭉툭한 뒷전 형상에 의하여 형성된 보우텍스 홀림(vortex shedding)에 의한 소음이 추가적으로 발생했기 때문임을 확인할 수 있다.

5. 결론

본 연구에서는 축류팬에서 발생하는 광대역 소음 특성의 파악을 위하여 팬의 작동조건과 깃의 뒷전형상의 차이에 의한 발생 소음의 스펙트럼을

측정하였고 기존의 고정된 날개에 대한 실험식을 이용하여 이를 예측 비교하였다. 실험결과와 예측 결과의 비교에서 팬의 회전속도의 변화와 깃의 뒷전 형상 변화에 따른 발생 소음의 변화는 비교적 잘 예측됨을 볼 수 있었으나 팬의 전진비의 변화에 대하여는 예측결과가 고주파 영역에서 높게 나타남을 볼 수 있었고 이러한 차이는 회전하는 축류팬과 고정된 날개 사이의 난류특성의 차이에 기인하는 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 1996년도 한국과학재단의 특정기초연구과제(과제번호 : 96-0200-08-01-3)와 관련한 연구의 일부로써 수행되었음을 밝히며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Blake, W. K., 1986, "Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration," *Academic Press*.
- (2) Brooks, T. F., Marcolini, M. A., 1985, "Scaling of Airfoil Self-Noise Using Measured Flow Parameters," *AIAA J.*, Vol. 23, No. 2, Feb. pp.207-213.
- (3) 이육, 최종수, 김병수, 안중우, 1998, "날개단면 자체소음의 예측과 실험을 통한 비교", *항공우주학회 춘계 학술발표회 논문집*,
- (4) Brooks, T. F., Marcolini, M. A., and Pope, D. S., 1986, "Airfoil Training-Edge Flow Measurements," *AIAA J.* Vol. 24, No. 8, Aug. pp.1245-1251.