

# 비정상 유동을 고려한 중장비의 냉각팬 소음

## 해석

<sup>0</sup>정춘면\*, 나선옥\*, 이덕주\*\*

박승철\*\*\*, 강종민\*\*\*

### The Noise Analysis of Cooling Fan of Heavy Vehicle with Unsteady Flow

<sup>0</sup>Choon-Myun Chung\*, Shun-Wook Na\*, Duck-Joo Lee\*\*

Shung-Cheol Park\*\*\*, Jong-Min Kang\*\*\*

#### 1. 서론

기계의 가치를 나타내는 척도가 성능, 효율성 뿐만이 아니라 쾌적성을 나타내는 소음까지 보는 측면으로 옮겨가고 있다. 따라서 이에 대한 관심이 높아지면서 송풍기, 압축기 등과 같은 유동 관련 기계류가 주요 소음원으로 지적되고 있고, 이를 규제하는 법규의 제정으로 소음이 큰 경우 판매를 제한하는 경우도 있어 이들의 소음을 낮추기 위한 노력이 절실히 요구되고 있다. 특히 국내의 관련 산업계에서는 각종 소음 규제에 대응하고, 품질 경쟁력을 확보하기 위해 소음 제어의 필요성은 절감하고 있으나 구체적인 저감 방법 및 소음 예측 도구의 부족으로 인하여 체계적인 연구와 응용이 이루어지지 못하고 있다. 본 연구에서는 이러한 유체유동과 관련된 회전기계에서 발생하는 소음을 효과적으로 제어할 수 있도록 하기 위해 해석과 실험을 병행하여 라디에이터나 쉬라우드와 같은 팬 주위 물체와 상호 작

용에 관한 연구를 수행하고, 저소음 형상 및 저소음 배치를 갖도록 냉각 시스템 요소의 소음에 대한 영향 인자를 파악하고자 한다.

이전의 연구를 보면은 D.B. Hanson은 kernel function을 이용한 양력면 이론으로 propfan의 성능을 계산하고 나선면 이론을 이용하여 주파수 영역에서 먼 영역과 근 영역의 소음을 예측하였다.[1] F. Farassat는 advanced turbopropfan의 블레이드 표면을 아음속 영역과 초음속 영역으로 나누어 시간 영역에서 소음을 계산하였다.[2] T. Fukano는 블레이드의 갯수, 조밀도(solidity), 날개의 익단 간격(tip clearance) 등의 인자가 소음에 미치는 영향을 연구하였다.[3]

본 연구에서는 이전의 연구들이 주로 정상상태의 공력만을 이용하여 소음을 예측하였으나 통상 팬은 단독으로 존재하지 않고 열교환기(radiator)와 같은 주위 물체와 함께 있으므로 이에 따르는 상호작용으로 인한 비정상 유동을 고려하여 소음을 예측하였다.

\* 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

\*\* 한국과학기술원 항공우주공학과

\*\*\* 삼성중공업

## 2. 기초 이론

### 2.1 비정상 유동 계산

냉각팬 주위 흐름에 영향을 미치는 요인은 전방 그릴에 의해서 발생한 후류, 라디에이터, 슈라우드(shroude)등의 주위 물체와의 상호작용에 의한 영향으로 크게 나누어 볼 수 있다. 이들이 소음원에 미치는 영향을 해석하기 위해서는 냉각팬 주위의 유동장 해석이 선행되어야 한다. 이를 위해서 냉각팬이 자유공간에서 회전하고 유동의 흐름방향으로 저항체로서 라디에이터가 있는 경우를 해석하였다.

유동해석방법은 와류격자법에 바탕을 둔 순차적 시간 적분법에 의한 자유후류방법을 이용하였다.[11] 이 방법을 이용하여 시간에 따라 변하는 추력(T, dT/dt)과 항력(D, dD/dt) 성분을 구하고 이를 소음장 계산의 입력자료로 사용한다.



fig.1 팬과 후류 형상

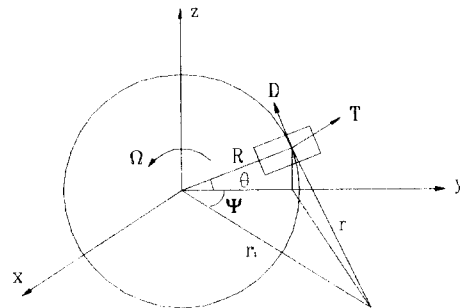
### 2.2 소음 계산

통상 팬의 두께는 얇고 회전 속도가 작으

므로 깃 두께에 의한 단극(monopole) 음원과 팬 주변의 난류유동에 의한 사극자(quadropole) 음원은 무시 가능하다. 따라서 팬 표면의 공력에 의한 양극자(dipole) 음원만을 고려하여 팬소음을 해석하였다. 팬 주위의 유동장은 유동 특성에 따라 정상 및 비정상 유동을 동반한다. 이에 따라 소음도 정상, 비정상 특성을 띄게 된다. 비정상 소음은 회전하는 깃에 대하여 관찰자에게 불규칙적으로 음신호가 느껴지는 소음이다. 이러한 비정상 소음은 정상소음이 스펙트럼 상에서 하모닉 소음을 만드는데 반하여 불규칙한 음신호를 발생시킨다. 회전하는 깃의 공력 성분은 깃의 움직임으로 생기는 모우멘텀 변화의 결과인 추력(T)과 항력(D) 성분의 조합으로 나타낼 수 있다. 이러한 음원은 공력 변화가 없는 경우와 주기적이거나 시간에 따라 랜덤한 변화로 나타낼 수 있다. 비정상하중에 의한 소음을 해석하는데는 시간영역이 적합하며 이와 같은 조건에 맞는 Lowson의 방법을 이용하여 소음을 계산하였다.

임의로 움직이는 집중하중에 의한 먼영역에서의 음향밀도는 다음 식과 같다.[4]

$$p - p_0 = \left[ \frac{x_i - y_i}{4\pi a_0^3 r^2 (1 - M_r)^2} \left\{ \frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{F_i}{1 - M_r} \frac{\partial M_r}{\partial t} \right\} \right] \quad (1)$$



관찰자  $x_i$

fig.2 축류팬 소음 해석 형상

그림과 같은 좌표계에 따라 음원과 관찰자 위치와의 거리( $r$ ), 음원의 마하속도( $M$ ), 공력 성분인 추력( $T$ )과 항력( $D$ )을 나타내면 다음과 같다.

$$r = (x_i - y_i) = (x, y - R \cos \theta, -R \sin \theta) \quad (2)$$

$$r^2 = |r|^2 = x^2 + y^2 + R^2 - 2yR \cos \theta \quad (3)$$

$$r_i = \sqrt{x^2 + y^2} \quad (4)$$

$$r \approx r_i - \frac{yR}{r_i} \cos \theta \quad (5)$$

$$M_i = (0, -M \sin \theta, M \cos \theta) \quad (6)$$

$$F_i = (-T, -D \sin \theta, D \cos \theta) \quad (7)$$

음원으로 작용하는 공력이 비정상, 즉 시간의 함수이고 일정 주기로 회전하는 음원에 대하여 먼영역에서 음압식은 위에 열거한 식들을 조합하여 식(1)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 식이 된다.

$$p' = \left[ \frac{\{MTx - rD\} \Omega y \cos \theta}{4\pi a_0 \{r + My \sin \theta\}^2} - \frac{y(\partial D / \partial t) \sin \theta + x(\partial T / \partial t)}{4\pi a_0 \{r + My \sin \theta\}^2} \right] \quad (8)$$

소리의 발생 시간( $\tau$ )과 관찰자가 듣는 시간( $t$ )과의 지연시간(retarded time) 관계를 고려하면 다음 식을 얻는다.

$$t = \tau + \frac{|x_i - y_i|}{a_0} \quad (9)$$

음압식의 계산은 음원 시간에서 행해지고 지연시간을 보정하여 관찰자 시간으로 환산한다. 본 계산의 경우 Source Time Dominant Algorithm 으로 음원 시간을 독립변수로 일정시간 씩 증가시킨 다음, 식(9)를 이용하여 관찰자 시간을 계산하였다. 이 경우 관찰자 시간은 비동간격이므로 합산하기 위해서는 음압 곡선을 등간격으로 보간을 한 후에 모든 요소에 대하여 합산을 한다.

$$p' = \sum_{j=1}^B \sum_{i=1}^n p_{ij} \quad (10)$$

### 3. 계산 결과

#### 3.1 해석의 검증

본 해석이론의 타당성을 검증하기 위하여 해석결과를 실험치와 비교하였다.(fig.3) 실험치는 반지름 0.25m, 날개수 2개, 10,000rpm 으로 무향 풍동에서 회전하는 프로펠러의 음압을 회전평면에서 회전축으로부터 1.5m 만큼 떨어진 위치에서 측정된 값이다.[5] 실험치를 계산치와 비교해보면, fig.3에서 보듯이 위쪽 파형은 20 Pa 정도의 차이를 발생하나 파형의 주기나 전반적인 모양은 실험치와 잘 일치함을 알 수가 있다. 다음으로 독일의 NASA에 해당하는 DGLR에서 해석한 팬의 방향성을 본 해석의 결과와 비교하였다.[6] DGLR 팬의 사양은 직경이 0.3025m, RPM=2500, 날개수 3개로 비교적 본 해석의 대상과 비슷하여 전체적인 경향을 파악하는데 적당하였다. 관찰자 위치는  $r=0.248m$ 에서 측정된 결과로 각을 변화시켜 가며 방향성을 계산하였다. 팬의 회전축으로 가까이 갈수록 음압이 급격히 작아져 축에서는 음압이 영이 된다. 전체 방향성을 표시하면 fig.4의 모양과 같고 이는 DGLR의 해석 결과가 정상하중만을 다루기 때문에 회전축 부근의 음압을 예측하지 못하고 본 해석에서도 정상하중(steady loading) 항만을 고려하면 같은 결과를 나타내었다.

#### 3.2 팬 해석

본 연구에서 해석 대상으로 하는 축류팬은 직경이 0.38m, RPM=1850 상태 하에서 블레이드 수가 10개인 경우에 관찰자 위치가 회전평면에서 회전축으로부터 3m인 곳에서 측정하였다. 공력계산은 블레이드가 3회전하는 동안의 계산치로 팬 흐름 방향에 라디에이터가 있는 경우에

대하여 해석하였다. 추력과 항력은 비교적 일정한 값으로 유지되었으나 비정상 척도를 나타내는  $dT/dt$ ,  $dD/dt$  항은 일정 주기를 갖고 진동하였다. 이들 자료를 바탕으로 한 해석결과, 시간영역에서 음압곡선은 fig.5 과 같이 한 주기에 대하여 10개의 곡선으로 나타났으며 나머지 2 주기에서도 동일한 파형이 반복되었다. Fig.6 의 주파수 영역에서 첫번째 하모닉 항( $f_1=1*B*rpm/60$ )은 308(Hz)에서 85.4(dB)이고 두번째 하모닉은 618(Hz)에서 66.4(dB)를 나타내었다.(fig.8) 이를 A-Weighting 하면,  $f_1$ 에서 2.2(dB)만큼 작아진 83.2(dBA)이고 실험치인 fig.7 과는 값에 있어서  $f_1$ 의 경우 7(dB)의 차이를 보였으나 정성적으로는 하모닉에 있어서 첫번째와 두번째까지 정확한 주파수 위치를 나타내었다. 전체음압(OAPL)은 85(dBA)로 전반적으로 A-Weight를 하면 6.2(dB) 정도 줄어들었다. 본 해석은 공력에 의한 dipole 성분만을 고려하여 스펙트럼상의 BPF 성분을 예측한다. 라디에이터나 쉬라우드와 같은 주위 구조물의 영향은 이에 의한 공력과 비정상치의 변화를 dipole 음원의 변화로 고려하는 것이다. 따라서 실험치에 나타난 것과 같은 broadband 성분은 고려를 하지 않았고 예측하려면 다른 기법의 사용을 필요로 한다.

### 3.3 방향성 분석

소음원에 따르는 전형적인 방향성의 경향은 식(8)의 정상 추력(T)과 항력(D), 비정상추력인자( $dT/dt$ )와 비정상항력인자( $dD/dt$ ) 성분으로 분류하여 각각이 미치는 영향을 분석함으로써 가능하다. 정상 추력 성분은 회전평면에서 작은 값을 갖다가 측정각이 커짐에 따라 증가하다 축 부근에서는 감소하고 축에서는 영의 값을 갖는다. 이에 비해 비정상인자까지 포함하면 회전축 부근에서 지배적으로 큰 방향성을 나타낸다. 항력과 비정상인자항력 항은 회전 평면에서 지배적이고 축

부근으로 갈수록 감소되었다. 따라서 해석된 결과의 방향성은 이들 네 성분의 합으로 나타날 것이다. 먼저 정상 추력과 항력 항만으로 방향성을 비교하면 앞서 설명한 바와 같이 축 부근에서 작은 값을 가졌으나 비정상항인자까지 포함하면 축 부근에서 큰 값을 갖고 회전 평면에서는 작아지는 경향을 나타내었다.(fig. 8) 회전축 부근의 음압을 예측하기 위해서는 소음 예측에 비정상유동이 필수적이거나 본 해석의 경우는 비정상 유동치가 크게 예측되어 실험치와 비교하여 축 부근의 전체 음압이 실험치보다 10dB 정도 크게 예측되었으나 회전 평면으로 갈 수록 그 차이는 작아졌다. 실험치와 예측치가 축에서 큰 차이를 갖는 이유는 또한 원인으로 지면효과로 설명할 수 있다.[6] 실험치는 지면 가까이에서 행해졌고 지면에 의한 reflection 효과로 인하여 축 부근에서의 값이 작아지는 경향을 나타낸다. 본 해석은 지면효과를 고려하지 않은 것으로 free field 상에서 행해진 것이다. 따라서 축 부근에서는 그 차이를 보정할 방법이 보완되어야 한다.

### 3.4 저소음을 위한 공력분포

블레이드 상의 공기력이 반경방향으로 어떠한 분포를 갖는 것이 팬소음에 유리한가를 파악하기 위한 수치실험을 하였다.(fig.9) 회전익의 경우 블레이드에서 반경방향의 공기력 분포는 각 지점마다 서로 다른 값을 갖는다. 통상적으로 블레이드의 익단에 공기력이 집중되어 있어 간략한 계산을 요하는 경우는 유효반경이라 하여 0.75R 근처에 공력이 집중되어 있는 것으로 계산을 하기도 한다. 블레이드 상의 공기력이 반경방향으로 익단에서 최대값을 갖는 삼각형 분포와 일정한 값을 갖는 균일 하중 분포에 대하여 같은 면적, 즉 같은 추력을 갖는 경우에 대하여 음압을 구하였다. 삼각형 분포의 경우 전체 평균 음압

벨은 41.4dB, 균일 하중 분포의 경우 39.7dB 로 0.7dB 차이를 나타내었다. 이 차이는 비록 작지만 이 경우는 블레이드 수가 1 이고 주어진 공력의 최대치를 1로 하였기 때문에 실제의 팬의 경우에 있어서는 큰 차이를 나타낼 것이다. 결론적으로 팬을 저소음화 형상으로 설계하기 위해서는 공기력을 반경방향으로 가능하면 일정한 값을 갖도록 분포시켜야 함을 알 수가 있다. 이러한 균일 분포의 하중은 블레이드를 반경방향으로 일정 비율의 비틀림을 줌으로서 만들 수 있다.

#### 4. 결론

본 소음해석의 가장 큰 특징은 시간영역에서 비정상 유동해석을 통하여 비정상 소음을 고려한다는 것이다. 팬의 운전조건과 주위 구조물과의 상호작용에 의하여 빈번히 발생하는 와류에 의한 비정상 유동과 이것이 전체 소음에 미치는 영향을 파악하였다. 비정상 음원을 이용하여 측부근에서 정상 음원으로는 예측이 불가능한 음압을 예측할 수 있었고 실험치와의 차이는 지면효과로 설명될 수 있었다. 팬의 반경 방향의 공기력 분포는 익단에 집중되는 삼각형 분포보다 균일하게 분포시키는 것이 팬소음을 낮추는데 효과적이다. 따라서 이러한 공력분포를 이루기 위해서 일정한 비틀림을 주어야 한다.

#### 후 기

본 연구는 삼성중공업에 의하여 연구가 지원되었음을 밝히며 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참고 문헌

1. Donald B. Hanson, "Helicoidal Surface Theory for Harmonic Noise of Propellers in the Far

Field." AIAA, 18, pp.1213-1319

2. F. Farassat and S. L. Padula, "Advanced Turboprop Noise Prediction Based On Recent Theoretical Results." JSV, 119, pp.53-79

3. T. Fukano, Y. Takamatsu and Y.Kodama, "The effects of tip clearance on the noise of low pressure axial and mixed flow fans", JSV, 1986.

4. M. V. Lowson, "The Sound Field for Singularities in Motion," Proc. R. Soc. London, Ser A. 286, 1965, pp.559-572.

5. G. P. Succi, David H. Munro, and Jeffrey A. Zimmer, "Experimental Verification of Propeller Noise Prediction." AIAA, 1982, pp.1483-1491

6. D. Lohmann, "Prediction of Ducted Radiator Fan Aeroacoustics with a Lifting Surface Method," DGLR/AIAA 92-02-098, 1992, pp.576-606.

7. 나선옥, "순차적 시간적분 자유 후류 방법에 의한 헬리콥터 정지 비행시의 후류 형상 및 공기력 예측," 한국과학기술원 석사 학위 논문, 1993

8. William K. Blake, Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration(II), 1986, Academic Press Inc.

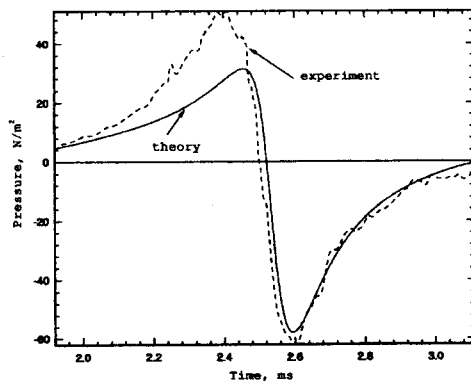


fig.3 실험치와의 비교[5]

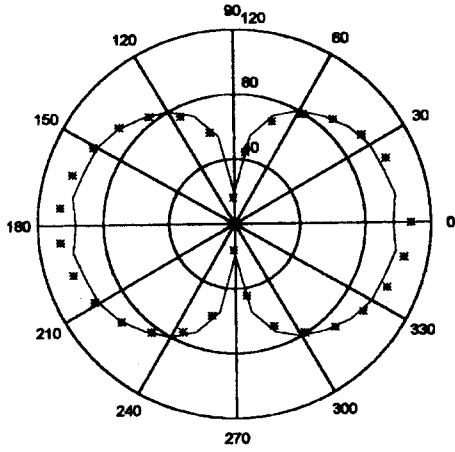


fig.4 DGLR 의 결과와 방향성 비교[6]  
(\*: 본 해석, -:DGLR)

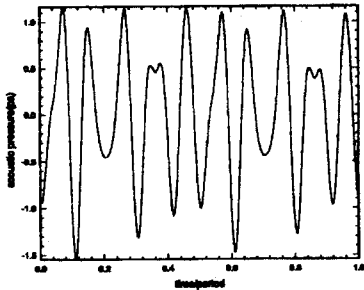


fig.5 계산된 냉각팬 음압 곡선

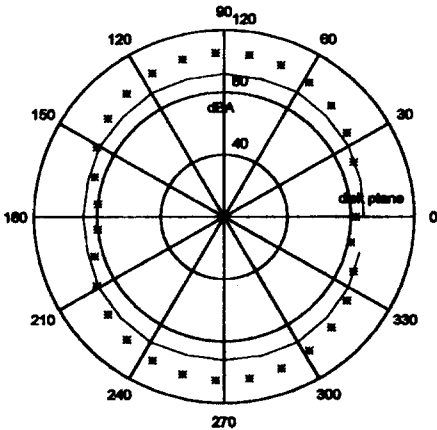


fig.8 실험치와 해석치의 방향성 비교  
(\*: 본 해석, -: 실험치)

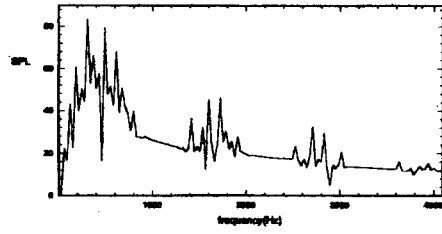


fig.6 계산된 냉각팬의 스펙트럼

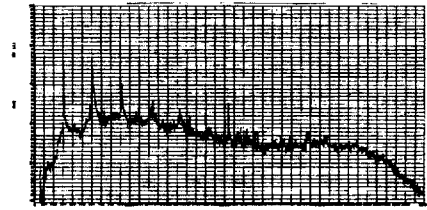


fig.7 측정된 팬의 스펙트럼

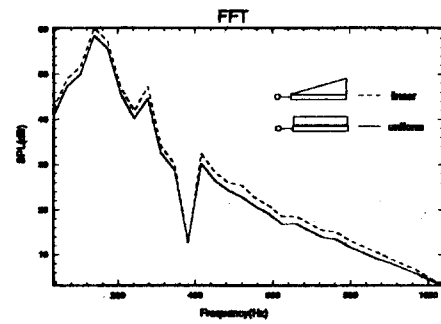
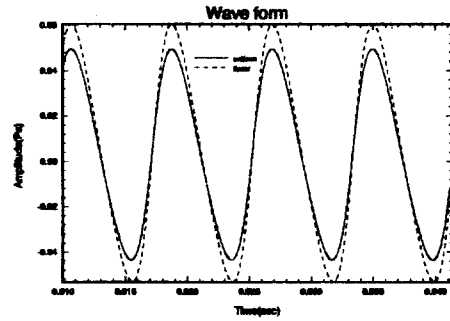


fig.9 공력분포에 따른 소음 비교