

원심형 팬의 유동해석에 관한 연구

신동신* · 임종수** · 김창성*** · 노오현**** · 이수갑*****

Flow Field Analysis of a Centrifugal Fan

Dong-Shin Shin*, Jong-Soo Im**, Chang-Seong Kim***, O-Hyun Rho****, Soo-Gab Lee*****

Key Words: Centrifugal fan(원심형 팬), Simulation(시뮬레이션), Near-field noise(근접장 소음), Blade shapes(깃의 형상), Cut-off clearance(커트오프 간극)

ABSTRACT

Flow field and near-field noise of a centrifugal fan has been studied with an efficient compressible method and STAR-CD. The flow field of the centrifugal fan is assumed to be two-dimensional. Most of the compressible studies have been done by inviscid solver because viscous simulation shows little difference. The near field noise is estimated in terms of sound pressure level in frequency domain transformed from the computed pressure fluctuations using FFT. The simulation has been done on various design elements such as impeller blade shapes, the number of blades and cut-off clearance. The comparison shows that the number of blades has a significant effect on near-field noise without losing aerodynamic performance.

1. 서론

원심팬의 공기역학적 성능을 연구하기 위하여 많은 수학적, 실험적인 방법이 사용되어져 왔다⁽¹⁾. 이러한 원심팬의 주요한 소음원 중의 하나는 날개통과 기본주파수 및 그 하모닉에서의 분별음, 그리고 다른 하나는 난류유동에 의하여 발생하는 공기역학적 광대역 소음이다. 원심팬의 날개통과 주파수의 분별음 소음을 줄이는 몇 가지 방법들은 Noise⁽²⁾에 의해서 검토된 바 있으며, 난류제어에 의해 광대역 소음을 줄이는 것은 분별음 소음을 줄이는 것보다 더 어렵다고 알려져 있다. 본 연구에서는 원심형 팬의 유동장 및 근접장에서의 날개통과주

파수에서의 분별음 및 광대역 소음을 전산유체역학에 근거한 수치해법과 음압 수준을 이용하여 해석하였다.

원심팬의 유동장은 기본적으로 3차원이나 해석 편 의상 본 연구에서는 2차원 유동장을 가정하였다. 이러한 유동장의 효율적인 시뮬레이션을 위하여 2차원 비정상 압축성 유동해석프로그램을 개발하였다. 우선 난류 점성 수치해석 결과와 비점성 해석 결과를 비교하여 난류점성이 유동 및 근접장 소음에 미치는 영향을 살펴보았다. 난류 점성은 날개통과 주파수에서의 분별 음에 거의 영향을 미치지 않기 때문에 압축성 해석에서는 주로 비점성 해석을 사용하여 근접소음장의 원심팬 설계인자의 영향을 살펴보았다. 설계인자들 중에서는 날개의 모양, 날개의 수, 그리고 커트-오프 간극 등 세가지 인자를 고려하였다. 기본 해석 모델은 11개의 날개를 가진 800 mm지름의 후방곡면 원심팬을 고려하였다. 날개모양에 대해서는 후방곡면, 전방곡면, 레이디얼의 세가지 경우를 살펴보았다. 날개 모양은 서로 다

* 홍익대학교 기계공학과

** 홍익대학교 대학원

*** 서울대학교 대학원

**** 서울대학교 항공우주공학과

***** 서울대학교 항공우주공학과

른 블레이드 틱각 β_2 를 가지는 반면, 날개 유입각 β_1 은 모두 같은 각을 가지는 원호로 주었다. 다음에 날개수의 영향에 대하여 살펴보았는데 이때 각 날개는 같은 원호를 가지고 있도록 하였다. 마지막으로, 두 개의 서로 다른 커트-오프 간극을 가지고 있는 모델을 해석하고 기본모델과 비교하였다. 본 연구에서 음향성능은 주파수 영역에서 음압으로 평가하였고, 공기역학적 성능은 웬에 의해 나가는 공기유량으로 결정하였다. 기본 해석모델을 포함하여 모든 해석모델들은 회전속도 1,750 rpm에서 계산하였다. 입구에서의 마하수가 약 0.06이며 유동장내의 가장 높은 마하수도 0.25로서 압축성 효과가 그다지 크지 않기 때문에 이상과 같은 압축성 해석 외에 본 연구에서는 STAR-CD⁽³⁾를 사용하여 비압축성 계산도 수행하였다.

2. 지배방정식

압축성 유동에서는 2차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식과 연속방정식 및 상태방정식을 고려하였고 난류계산은 Wilcox⁽⁴⁾에 의해 제안된 $k-\omega$ 모델을 사용하였다. 비압축성 해석에서는 비압축성 연속방정식과 운동량방정식⁽³⁾을 고려하였고, 난류모델은 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다.

3. 수치해법

3.1. 격자생성

계산영역은 임펠러 날개 영역의 이동격자와 스크롤 영역의 고정격자로 분리된 분할격자를 사용하였다. 기본모델인 11개의 날개를 가진 후방곡면 원심팬의 격자 구성을 Fig. 1에 나타내었다. 압축성 해석에서 날개사이의 유로에는 회전방향으로는 30개, 반지름 방향으로 41개의 격자를 사용하였고, 비압축성 해석에서는 회전방향으로 30개, 반지름 방향으로 32개의 격자를 사용하였다. 압축성 해석에서 스크롤 영역에서는 유동방향으로는 101개, 수직방향으로는 31개의 격자를 사용하였고, 비압축성 해석에서는 유동방향으로 442개, 수직방향으로는 30개의 격자를 사용하였다.

3.2. 압축성 프로그램의 수치해법

공간 이산화를 위하여 Roe의 FDS기법⁽⁵⁾을 사용하

였다. 이 기법은 일차의 공간정확도를 갖으므로 공간정확도를 높이기 위하여 MUSCL⁽⁶⁾을 적용하였다. 모든 계산에서 공간 정확도는 3차로 고정하였다. 시간적분에 대해서는 Implicit 부분의 능률적인 계산을 위하여 ADI기법^(7,8)을 사용하였다. 임펠러의 직경을 사용하여 공간변수를 무차원화하였으며, 속도성분은 블레이드 틱 속도와 대기 조건에 의해서 무차원화되었다. 초기조건에서 내부유동은 정지 상태로 가정하였다. 입구와 출구에서 사용된 경계조건들은 Characteristic Method에 기초를 두고 있다. 블레이드 사이의 유로 입구에서의 압력은 내부 점들과 실험값들에 의해서 구해진 다른 종속변수들로부터 외삽하였다. 스크롤 영역의 출구에서는 Non-reflecting 경계조건을 적용하였다. 벽에서의 경계 조건들은 난류 점성계산에 대해서는 No-slip 조건을, 비점성 계산에 대해서는 Slip 조건을 적용하였다. 시간간격은 가능한 한 크게 하여 계산시간을 줄였다. 난류점성 문제에서는 1회전당 2000 스텝의 계산을, 비점성 문제에서는 1000 스텝의 계산을 사용하였다.

3.3. STAR-CD에서의 수치해법

비정상 문제를 풀기 위해 이동격자를 사용하였다. 정적인 격자와 회전하는 격자를 이벤트로 처리하여 격자사이의 정보를 교환하였다. 본 연구에서는 1회전당 352 스텝을 주어 스텝이 9.74×10^{-5} sec의 시간에 해당되도록 하였다. 계산영역의 입구에서의 유속은 20.7 m/s를 주었으며, 이동영역부분의 경계조건은 접촉경계조건을 사용하였고, 출구영역에서는 속도구배가 없으며 압력이 일정한 경계조건을 사용하였다. 벽에서의 경계조건은 No-slip 조건을 적용하였다.

3.4. 소음 분포

음압 수준은 압력 변동의 Root Mean Square 값으로부터 다음과 같이 구할 수 있다⁽⁹⁾.

$$SPL = 20 \log \left(\frac{P'_{rms}}{2 \times 10^{-5} N/m^2} \right) [dB]$$

P'_{rms} 는 웬 케이싱 커트-오프 지점에서 국소 압력 변동의 Root Mean Square 값이다. 주파수 영역에

사의 음압 커트-오프 지점의 압력 변동으로부터 FFT알고리즘⁽¹⁰⁾을 사용하여 계산된다. 원심팬의 주요한 소음원은 날개통과 주파수에서의 분별음과 광대역 소음이 중첩된 것이다. 날개통과 주파수는 다음과 같다.

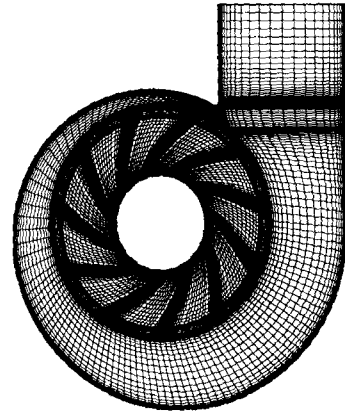
$$BPF \approx n \frac{NB \times RPM}{60} \quad [Hz]$$

여기서 n 은 하모닉, NB 는 날개의 개수, RPM 은 회전수를 나타낸다. 본 연구에서 사용된 기본모델의 날개수는 11개이며, 회전수는 1,750 rpm이므로 위에 주어진 식으로부터 날개통과 기본 주파수는 320.83Hz이고, 두 번째 주파수는 641.66 Hz이다.

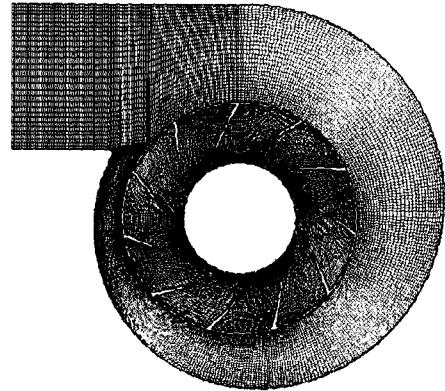
4. 계산결과

4.1. 프로그램의 검증

$k-\omega$ 난류 모델을 사용하는 압축성 Navier-Stokes 프로그램을 검증하기 위하여 성긴 격자계와 조밀 격자계를 사용하였다. 조밀 격자계는 Fig. 1(a)에서와 같이 날개영역이 408×45 , 스크롤 영역이 201×31 의 격자를 가지며, 성긴 격자계는 날개영역이 353×45 , 스크롤 영역이 151×21 의 격자를 가진다. Fig. 1(b)는 비압축성 해석에서 사용한 격자계의 하나를 나타낸 것이다. 해석에 있어서 입구와 출구의 압력 차이는 압축성과 비압축성 모두 약 350 mmAg 이고, 정상 상태에서 입구영역으로 $210 \text{ m}^3/\text{min}$ 의 공기가 들어온다. Figs. 2~3에서 보는 바와 같이 두 개의 격자계를 사용한 결과에서 압력변동과 음압의 주파수 스펙트럼이 잘 일치하는 것을 알 수 있다. Figs. 2~3은 또한 난류 점성효과가 커트-오프 지역에서의 압력변동과 날개 통과 주파수에서의 분별음에 미치는 영향을 보여준다. 압력변동의 진폭은 상당히 감소하고 기본날개통과 주파수 320.83 Hz에서의 음압 수준은 최고점이 10 dB 감소한다. 난류 점성의 영향은 음압에서 약간의 데시벨이 줄어들어 분별음이 감소하는 정도임을 알 수 있다. 따라서 난류점성은 설계인자로부터 발생하는 날개 통과음의 차이에 거의 영향을 주지 않기 때문에 본 연구에서 압축성 유동으로 해석한 경우에는 비점성 해석만을 수행하였다.



(a) fine grids(compressible)



(b) grid(incompressible)

Fig. 1 Computational grids for backward facing fan

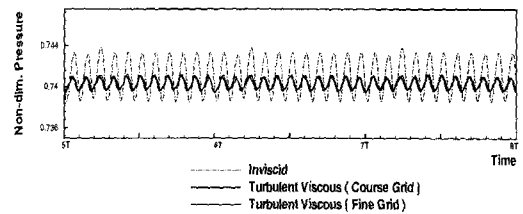


Fig. 2 Comparison of pressure fluctuations between inviscid and turbulent viscous analysis at cut-off edge ($\omega=0.714$)

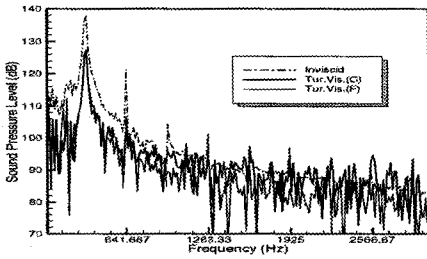


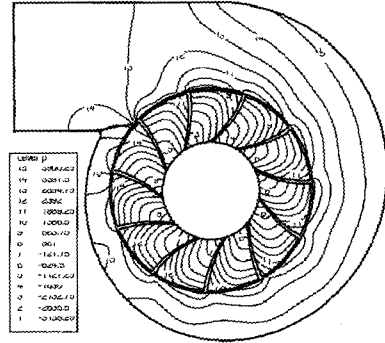
Fig. 3 Comparison of sound pressure spectrum($\rho_0=0.714$)

4.2. 설계 인자에 대한 검토

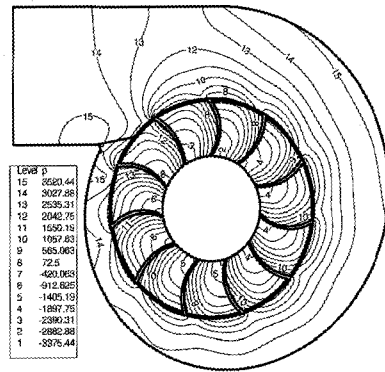
4.2.1. 블레이드 형상

블레이드 형상에 대한 영향을 살펴보기 위하여 전방곡면, 후방곡면 블레이드와 레이디얼 블레이드를 가지는 모델에 대하여 해석하였다. Fig. 4는 비압축성 해석에서 전방곡면과 레이디얼 블레이드에 대한 등압선을 나타낸 것으로 모델들은 지름이 800 mm이고, 11개의 블레이드를 가지고 있으며 같은 웬 케이싱을 가진다. 압축성도 비슷한 등압선을 나타낸다.

블레이드 입구에서의 블레이드 각 β_1 은 세 모델 모두 33.73° 이다. 블레이드 팁 각 β_2 는 후방곡면, 레이디얼, 전방곡면 블레이드의 경우 각각 $54.6, 90, 140.7^\circ$ 이다. 세 가지 모델 모두 같은 회전속도 1,750 rpm에서 해석하였다. 전방곡면과 레이디얼 모델을 기본모델인 후방곡면과 비교한 결과 공기유량이 각각 21.7%, 8.1%가 증가함을 알 수 있었다. 전압력 계수와 유량 계수도 블레이드 팁 각 β_2 가 증가함에 따라 증가되었는데, 이는 기존의 실험결과와도 일치하는 경향을 나타낸 것이다. Fig. 5는 커트-오프 에지의 한 점에서의 비정상 압력변동을 비교한 것이다. 전방곡면 모델의 진폭이 가장 크고 기본 모델인 후방곡면 모델이 진폭이 가장 작다. Fig. 6에 날개형상에 대한 음압의 스펙트럼을 나타내었다. 모든 모델들은 기본 날개 통과 주파수가 320.83 Hz로 같으나 최고점에서의 값들은 서로 다르다. 전방곡면 모델이 공기역학적 성능이 뛰어나나, 세 모델 중에서 가장 나쁜 음향적 성능을 보이고 있다. 반면에, 후방곡면 모델이 가장 좋은 음향적 성능을 나타내나, 공기역학적 성능은 세 모델 중에서 가장 나쁘다. 압축성이나 비압축성 해석 모두 같은 경향을 나타내고 있다.

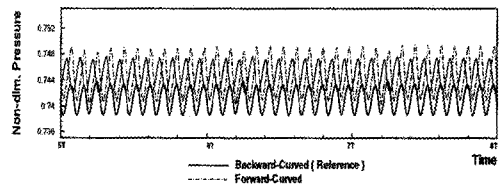


(a) radial(incompressible)

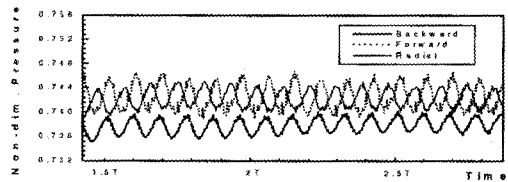


(b) foward facing(incompressible)

Fig. 4 Comparison of pressure contours vs. blade shapes

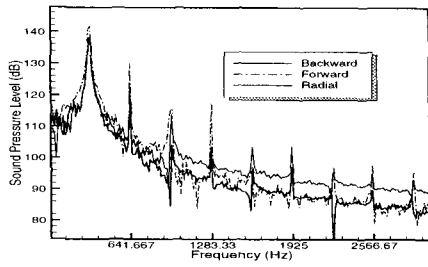


(a) compressible simulation

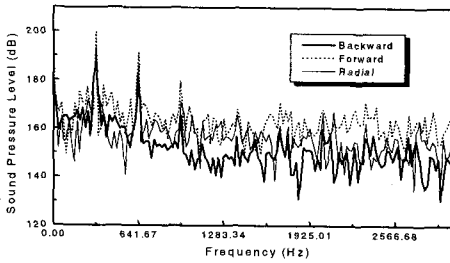


(b) incompressible simulation

Fig. 5 Pressure fluctuations vs. blade shapes at cut-off edge.

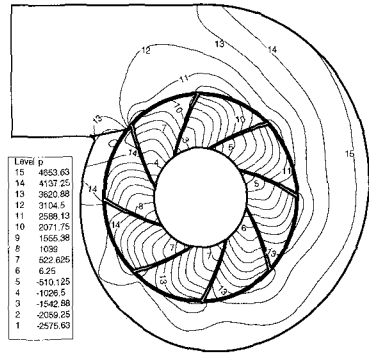


(a) compressible simulation

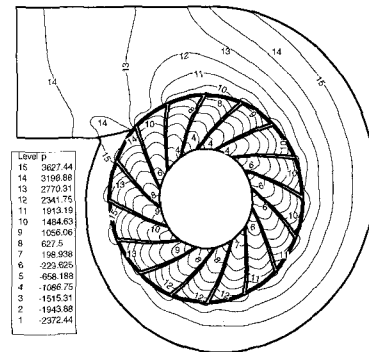


(b) incompressible simulation

Fig. 6 Sound pressure spectrum vs. blade shapes



(a) 8 blade(incompressible)

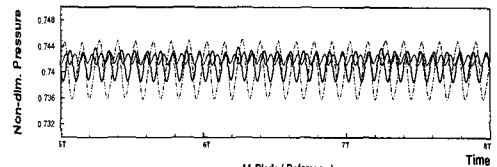


(b) 16 blade(incompressible)

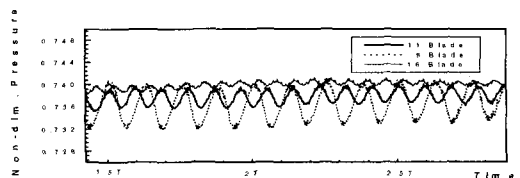
Fig. 7 Comparison of pressure contours vs. the number of blades

4.2.2. 블레이드 수

블레이드 수에 대한 영향을 살펴보기 위하여 8개의 블레이드와 16개의 블레이드를 갖는 두 가지 모델과 11개 블레이드의 기본모델을 비교하였다. 이 모델들은 Fig. 7에서와 같이 800 mm 지름의 후방곡면 블레이드와 같은 블레이드 곡률을 가지고 있다. 블레이드 입구에서의 블레이드 각 β_1 은 33.73° 이고 블레이드 팁각 β_2 는 54.57° 이다. 이 세가지 모델들 역시 회전속도 1,750 rpm에서 해석하였다. 기본 모델인 11개의 블레이드 모델과 비교하여 보면, 8개의 블레이드 모델은 공기유량이 2.3% 감소하고 16개 블레이드 모델은 공기유량이 0.7% 증가한다. 블레이드 수는 공기역학적 성능에는 거의 영향을 미치지 않음을 알 수 있다. 압력변동의 경우 Fig. 8에서 보는 바와 같이 8개 블레이드 모델이 가장 큰 진폭을 가지고 있고, 16개 블레이드 모델이 가장 작은 진폭을 나타낸다.



(a) compressible simulation



(b) incompressible simulation

Fig. 8 Pressure fluctuations vs. the number of blades shapes at cut-off edge

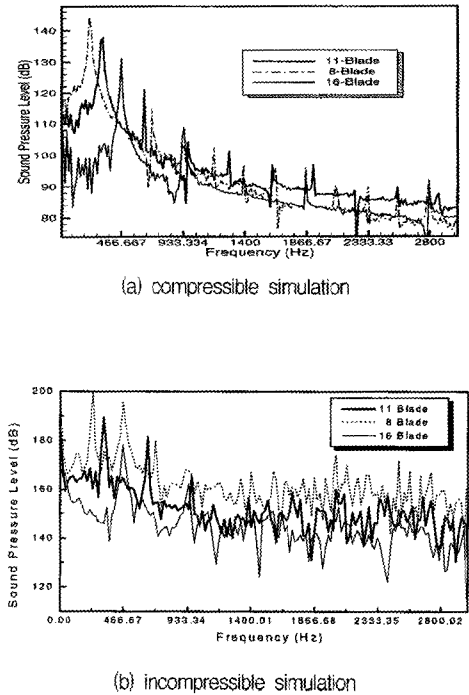
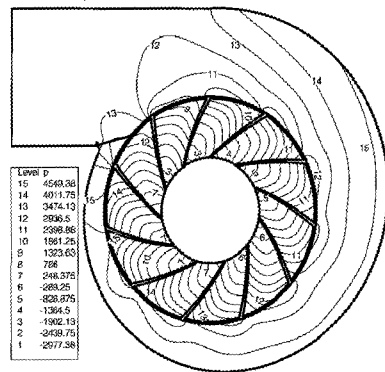


Fig. 9 Sound pressure spectrum vs. the number of blades

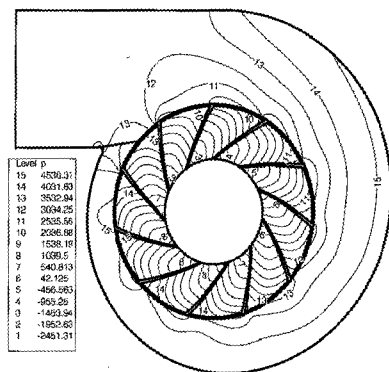
4.2.3 커트-오프 간극

커트-오프 간극의 영향을 연구하기 위해 11.0%D의 커트-오프 간극을 가진 기본모델을 9.3%D와 13.3%D의 커트-오프 간극을 가진 모델들과 비교하였다. 이 두 모델들은 Fig. 10에서 보는 바와 같이 모두 후방곡면 블레이드를 가지며 지름은 각각 827 mm와 783 mm이다. 세 가지 모델들은 모두 1,750 rpm에서 해석하였다. 실제로 공기유량을 비교하기 위하여는 임펠러의 크기를 고정시키고 케이싱의 크기를 변화시켜야 하나 본 연구에서는 우선 일정한 케이싱에서 임펠러의 지름을 변화시킨 모델들을 비교하였다. 해석결과로부터 공기유량을 비교하여 보면, 9.3%D의 커트-오프 간극을 가지는 모델은 기본모델보다 공기유량이 2.3% 증가하였고, 13.3%D의 커트-오프 간극을 가지는 모델은 4.6% 감소하였다. 커트-오프 간극은 공기역학적 성능에는 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있으나 이는 임펠러의 지름의 변화에 의한 요인도 포함되어 있음을 고려하여야 한다. 압력 변동은 Fig. 11에서와 같이 커트-오프 간극이 작은 모델은 진폭이 크고, 커트-오프 간극이

큰 모델은 작은 진폭을 나타낸다. 커트-오프 간극에 대한 음압 스펙트럼을 Fig. 12에 나타내었다. 작은 커트-오프 간극을 가지는 모델은 예상대로 가장 높은 최고점을 가지고 있다. 압축성 해석의 경우 작은 커트-오프 간극 모델은 기본모델과 비교하여 볼 때 최고점이 3dB 높고, 큰 커트-오프 간극 모델은 최고점이 5dB 낮다. 비압축성 해석에서는 각각 7dB 높으며, 8dB 낮아진다. 분별음은 커트-오프 간극이 증가함에 따라 감소하는데, 이는 실험결과와 일치하는 경향을 나타낸다. 커트-오프 간극이 큰 모델이 더 좋은 음향적 성능을 가지나 공기역학적 손실이 약간 증가함을 알 수 있다.



(a) 9.3%D cut-off(incompressible)



(b) 13.3%D cut-off(incompressible)

Fig. 10 Comparison of pressure contours vs. cut-off clearance

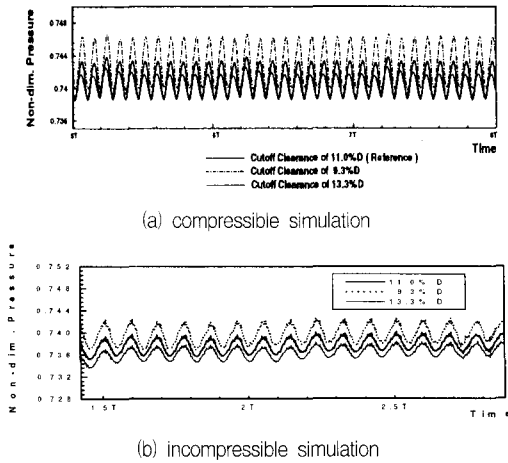


Fig. 11 Sound pressure spectrum vs. the number of blades

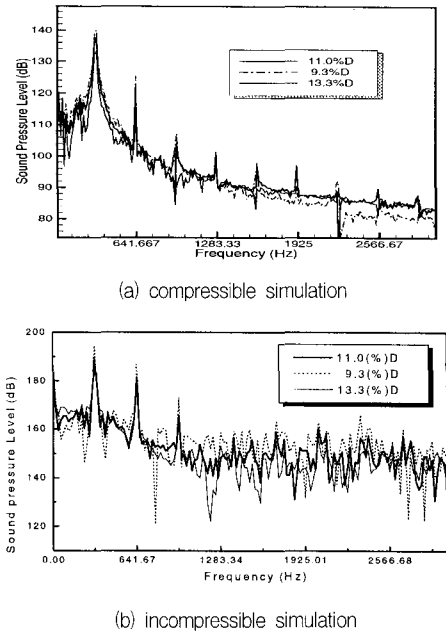


Fig. 12 Sound pressure spectrum vs. cut-off clearances

5. 결론

개발된 압축성 수치해석 프로그램과 STAR-CD를 사용하여 원심팬의 근접 소음장과 공기역학적 성능을 해석하였다. 난류 점성은 약간의 공기역학적 손실과 광대역 소음을 증가시키나 그 크기가 그다지 크지 않으므로 압축성 해석에서는 비점성 계산을 수행하였다. 비압축성 해석에서는 난류점성 계산을 수행하였다. 설계인자 중 임펠러 블레이드의 형태는 공기역학적, 음향적 성능 모두

에 상당한 영향을 미치며, 주어진 작동 상태 하에서 후방 곡면 원심팬이 공기역학적 손실이 다소 발생하나 음향적 성능이 뛰어나고, 전방곡면 원심팬은 공기역학적 성능은 뛰어나나 음향적 성능이 좋지 않다. 블레이드 수의 증가는 음향적, 공기역학적 성능을 모두 향상시킨다. 커트-오프 간격은 날개통과 주파수에서의 분별음에 큰 영향을 미치며, 간격이 증가함에 따라 분별음은 선형적으로 감소한다. 본 해석결과는 추후 실험 등을 통하여 검증할 예정이다.

후 기

본 연구는 교육부학술연구조성비(기계공학분야)에 의한 연구(과제번호[ME96-B-15])로서 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Eck, B., 1972, Fans: Design and Operation of Centrifugal, Axial-Flow and Cross-Flow Fans. Pergamon Press, 3~220.
- (2) Neise, W., 1982, "Review of Noise Reduction Methods for Centrifugal Fans," Journal of Engineering for Industry 104, pp. 151~161.
- (3) STAR-CD Version 3.00 manuals, Computational Dynamics, 1996.
- (4) Wilcox, D. C., 1993, Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc., 73~210.
- (5) Roe, P. L., 1983, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," Journal of Computational Physics, Vol. 43, pp. 357~372.
- (6) Harten, A., 1983, "High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws," Journal of Computational Physics, Vol. 49, pp. 357~393.
- (7) Beam, R. M., Warming, R. F., 1978, "An Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations," AIAA Journal, Vol. 16(4), pp. 393~402.
- (8) Hwang, S. W., 1996, Numerical Analysis of Unsteady Supersonic Flow over Double Cavity. Seoul National University, Ph. D. Dissertation.
- (9) Dowling, A. P., Ffowcs Williams, J. E., 1983, Sound and Sources of Sound, Ellis Horwood Limited, 11~34.
- (10) Newland, D. E., 1981, An Introduction to Random Vibrations and Spectral Analysis, Longman.