

원심형 팬의 유동해석에 관한 연구

임종수*, 김창성**, 신동신***, 노오현****, 이수갑****

Flow Field Analysis of a Centrifugal Fan

Jongsoo Im*, Changseong Kim**, Dongshin Shin***, Ohyun Rho****, Soogab Lee****

Key Words: Centrifugal fan, Simulation, Near-field noise, Blade shapes, Cut-off clearance

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 two-dimensional. Most of the compressible studies has 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

많은 수학적, 실험적인 방법이 원심팬의 공기역학적 성능을 연구하는데 사용되어져 왔다. 이러한 원심팬의 조작특성과 주요형태는 Eck⁽¹⁾에 의해서 폭넓게 다루어진 바 있다. 최근의 원심팬 연구의 방향은 공기역학적 성능을 저하시키지 않으며 팬 소음을 줄이는데 초점이 맞춰져 있다.

원심팬의 주요한 소음원 중의 하나는 기본날개 통과주파수에서의 분별음과 그 하모닉, 그리고 다른 하나는 광대역 소음이다. 전자는 주로 팬 케이싱의 컷-오프 지점과 날개를 지나는 공기의 상호작용에 의해 생성되고, 후자는 임펠러 블레이드와 팬 케이싱 사이를 지나는 난류유동에 의해 생성된다. 지금까지의 많은 실험적 연구들은 광대역 소음보다는 분별음을 줄이는데 연구가 진행되어 왔다. 원심팬의 날개통과 주파수의 소음수준을 줄이는 몇 가지 방법들은 Neise^(2,3)에 의해서 검토된 바 있으며, 그 방법 중에는 컷-오프 간극의 증가, 컷-오프 에지에서 곡률반경의 증가, 임펠러 날개와 컷-오프 에지 사이의 경사, 두 개의 입구 또는 임펠러의 복열 날개, 불규칙한 날개공간 등이 포함

된다. 난류제어에 의해 광대역 소음을 줄이는 것은 분별음 소음을 줄이는 것보다 더 어렵다고 알려져 있으며, 최근의 연구는 실험적, 수학적방법^(4,5)을 사용한 저소음 원심팬(또는, 블로워) 설계에 중점을 두고 있다. 측정된 음압 스펙트럼으로부터 구해진 음색성분은 단지 블로워에 의해 발생되어진 소리의 광대역 성분을 표현하는 데만 적용되어진다⁽⁶⁾. 본 연구에서는 원심형 팬의 유동장과 원격장보다는 근접장에서 원심팬의 날개통과주파수의 분별음과 광대역소음을 전산유체역학에 근거한 수치해법과 음압 수준을 이용하여 해석하였다.

원심팬의 유동장은 임펠러축을 가지는 벨로우즈 형태의 동축을 통하여 공기가 들어와 반지름 방향으로 가속되기 때문에 기본적으로 3차원이다. 그러나 해석 편의상 본 연구에서 유동장은 2차원이라고 가정하였다. 이러한 유동장의 효율적인 시뮬레이션을 위하여 2차원 비정상 압축성 Navier-stokes 방정식 해법을 개발하였다. 난류계산에서는 Wilcox⁽⁶⁾에 의해 제안되어진 $k-\omega$ 난류모델을 사용하였다. 우선 난류 점성 수치해석 결과와 비점성, 층류 해석 결과를 비교하여 난류점성이 미치는 영향을 살펴보았다. 일반적으로 난류점성

* 홍익대학교 대학원
** 서울대학교 대학원
*** 회원, 홍익대학교 기계공학과
**** 회원, 서울대학교 항공우주공학과
**** 회원, 서울대학교 항공우주공학과

은 약간의 공기역학적 손실과 날개통과 주파수에서의 소음 저하를 가져오며, 광대역 소음을 증가시킨다. 난류 점성은 날개통과 주파수에서의 분별 음에 거의 영향을 미치지 못하기 때문에 비점성 해석을 사용하여 근접소음장의 원심팬 설계인자의 영향을 살펴보는 것은 충분히 타당하다. 저소음 원심팬 설계에는 임펠러 날개모양, 날개수, 컷-오프 간극, 팬 케이싱, 그리고 컷-오프 지점의 곡률 반경 등 많은 설계 인자들이 있다. 본 연구에서는 날개의 모양, 날개의 수, 그리고 컷-오프 간극의 세가지 설계 인자를 고려하였다. 본 연구의 기본 해석 모델은 11개의 날개를 가진 800mm 지름의 후방곡면 원심팬이다. 우선, 날개모양에 대해 후방곡면, 전방곡면, 레이디얼의 세가지 경우를 살펴보았다. 날개 모양은 서로 다른 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. 원심팬에서는 날개수가 많을수록 좋은 음향과 공기역학적 성능을 가진다고 알려져 있다. 마지막으로, 두개의 서로 다른 컷-오프 간극을 가지고 있는 모델을 해석하고 기본모델과 비교하였다. 본 연구에서 음향성능은 주파수 영역에서 음압으로 평가하였고, 공기역학적 성능은 팬에 의해 나가는 공기유량의 향으로 결정하였다. 기본 해석 모델을 포함하여 모든 해석 모델들은 회전속도 1,750rpm에서 계산하였다.

이상과 같은 압축성 해석 외에 본 연구에서는 STAR-CD⁽⁷⁾를 사용하여 비압축성 계산도 수행하였다. STAR-CD는 영국 Imperial College의 Gosman 교수의 연구 그룹에 의해 개발된 프로그램으로 형상이 복잡한 공간에서 능률적인 격자생성으로 뛰어난 유동해석 능력을 가지고 있다. 특히 비결정 격자 및 이동격자 기능은 다른 상용 CFD 코드에 비해 뛰어나 복잡한 유동해석에 많이 사용되고 있다. STAR-CD에서는 여러 가지 조건의 유동해석을 위해 벽면, 대칭면, 출구, 압력면, 경계 접촉면 등의 경계조건을 사용하고 있다. 특히 접촉경계면은 본 연구와 같이 격자의 연결상태가 시간에 따라 바뀌어 가는 경우를 해석하기에 매우 유용하다. 비압축성 난류 유동해석을 위한 난류모델로는 현재 가장 많이 쓰여지고 있는 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 전산유체해석에서 격자의 생성은 수렴된 해를 얻거나 계산결과와 정확성에 큰 영향을 미치므로 매우 중요하다. STAR-CD에서는 격자생성을 위한 전처리장치와 결과들을 보기위한 후처리장치가 PROSTAR라는 하나의 모듈에 들어 있으며 셀명명들에 의해 GUI와 MOTIF로 직접적으로 격자생성과 후처리를 수행한다. 따라서 능률적으로 격자생성을 하여 격자생성에 소요되는 시간을 줄일 수 있다. 본 연구에서는 특히 이동격자를 사용하였다. STAR-CD에서는 이동격자를 처리하기 위하여 이

벤트라는 개념을 도입하여 각각의 시간에 발생하는 사건을 하나의 이벤트로 격자의 변화를 정의하는 형식을 취한다.

2. 지배방정식

2.1 압축성에서의 주유동 방정식

이차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{d\rho}{dt} + \rho \frac{\partial u_k}{\partial x_k} &= 0 \\ \frac{d(\rho u_i)}{dt} &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \hat{\tau}_{ij}}{\partial x_j} \\ \frac{d(\rho E)}{dt} &= -\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \hat{\tau}_{ij} - q_j) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서, $\hat{\tau}_{ij}$ 와 q_j 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \hat{\tau}_{ij} &= (\mu + \mu_T) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \\ q_j &= -\frac{1}{(\gamma-1)} \left(\frac{\mu}{Pr_L} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right) \frac{\partial \alpha^2}{\partial x_j} \end{aligned}$$

상태 방정식은 다음과 같다.

$$p = \rho(\gamma-1) \left[E - \frac{1}{2}(u^2 + v^2) \right] \quad (2)$$

2.2 $k-\omega$ 난류모델 방정식

압축성 해석에서 난류계산은 Wilcox⁽⁶⁾에 의해 제안된 $k-\omega$ 난류모델을 사용하였다.

$$\begin{aligned} \frac{d\rho k}{Dt} &= \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \\ \frac{d\rho \omega}{Dt} &= \frac{\gamma}{\nu_T} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (3)$$

식 (3)의 기호 및 변수들은 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \tau_{ij} &= \mu_T \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \\ \sigma_k &= 0.5, \quad \sigma_\omega = 0.5, \quad \beta = 0.075, \quad \beta^* = 0.09 \\ \kappa &= 0.41, \quad \gamma = \beta / \beta^* - \sigma_\omega \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} \end{aligned}$$

2.3 비압축성 유동의 지배 방정식 및 $k-\epsilon$ 난류 모델 방정식

STAR-CD 프로그램에서 사용하는 지배방정식은 식 (1)의 비압축성 형태⁽⁷⁾이며, 난류모델은 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다.

난류에너지(k):

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho \tilde{u}_j k - \frac{\mu_{eff}}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) = \mu_i (P + P_B)$$

$$-\rho\varepsilon - \frac{2}{3}(\mu_i \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k) \frac{\partial u_i}{\partial x_i}$$

난류 소산율(ε):

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t} (\sqrt{g} \rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \tilde{u}_j \varepsilon - \frac{\mu_{eff}}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}) = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left[u_i (P + C_{\varepsilon 3} P_B) - \frac{2}{3} \left(u_i \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right] - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} - C_{\varepsilon 4} \rho \varepsilon \frac{\partial u_i}{\partial x_i}$$

위의 식들에서 변수 및 기호들은 다음과 같다.

$$\mu_{eff} = \mu + \mu_t, P \equiv 2s_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}, P_B \equiv -\frac{g_i}{\sigma_{n_i}} \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x_i}, C_{\mu} = 0.09,$$

$$\sigma_\nu = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.22, C_{\varepsilon 1} = 1.44, C_{\varepsilon 2} = 1.92$$

$$C_{\varepsilon 3} = 0.0 \text{ or } 1.44, C_{\varepsilon 4} = -0.33, k = 0.42, E = 9.0$$

3. 수치해법

3.1 격자생성

계산 영역은 이동격자와 고정격자로 분리된 분할 격자를 사용하였다. 후자는 스크롤 영역으로 정지하고 있는 격자를 가지고 있고, 전자는 임펠러 날개 영역으로 이동격자를 가진다. 기본 모델인 11개의 날개를 가진 후방곡면 원심팬의 격자 구성을 그림 1에 나타내었다. 압축성 해석에서 날개 사이의 유로에는 회전방향으로는 30개, 반지름방향으로는 41개의 격자를 사용하였고, 비압축성 해석에서는 회전방향으로 30개, 반지름방향으로는 32개의 격자를 사용하였다. 임펠러 날개영역의 격자는 점성 난류 계산을 위하여 날개 표면 방향으로 밀집격자를 주었다. 임펠러 날개영역의 격자 속도에는 회전 날개의 원심력의 영향을 고려한 플릭스를 포함시키도록 하였다. 압축성 해석에서 스크롤 영역에서는 유동방향으로는 101개, 수직방향으로는 31개의 격자를 사용하였고, 비압축성 해석에서는 유동방향으로 442개, 수직방향으로는 30개의 격자를 사용하였다. 스크롤 영역에서는 팬 케이스 표면방향으로 밀집격자를 사용하였다. 압축성 해석에서 이 두 영역사이에서의 경계조건은 적용하기가 쉽고 확실한 분할 보간 알고리즘을 사용하였으며, 모든 격자구성은 벽 방향으로 밀집격자를 주어 Δy^+ 가 5보다 작도록 하였다. STAR-CD를 이용한 비압축성 해석에서는 임펠러와 케이싱이 접하는 부분에서는 유동의 변화가 심할 것이므로 격자삽입방식을 채택하여 격자를 효율적으로 생성하였고, 또한 벽면에 밀집격자를 주어 경계층에서 점성의 영향을 충분히 해석할 수 있도록 하였다.

3.2 압축성 프로그램의 수치해법

공간 이산화를 위하여 Roe의 FDS 기법⁽⁸⁾을 사용하였다. 이 기법은 일차의 공간정확도를 갖으므로 공간정확도를 높이기 위하여 MUSCL⁽⁹⁾을 적용하였다. 모든 계산에서 공간 정확도는 3차로 고정하였다. 시간 적분에 대해서는 implicit 부분의 능률적인 계산을 위하여 ADI 기법^(10,11)을 사용하였다. 시간에 대한 정확도를 높이기 위해 Newton의 반복기법⁽¹²⁾을 사용할 수 있으나 계산 시간이 증가하므로 본 연구에서는 사용하지 않았다. 임펠러의 직경을 사용하여 공간변수를 무차원화하였으며, 속도성분은 블레이드 팁 속도와 대기 조건에 의해서 무차원화되었다. 초기조건에서 내부유동은 정지 상태로 가정하였다. 입구와 출구에서 사용된 경계 조건들은 characteristic method에 기초를 두고 있다. 블레이드 사이의 유로 입구에서의 압력은 내부 점들과 실험값들에 의해서 구해진 다른 종속 변수들로부터 입사하였다. 출구에서는 non-reflecting 경계조건을 적용하였다. 벽에서의 경계 조건들은 난류 점성 계산에 대해서는 no-slip 조건을, 비점성 계산에 대해서는 slip 조건을 적용하였다. 시간간격은 가능한 한 크게 하여 계산시간을 줄였다. 난류점성 문제에서는 1회전 당 2000 스텝의 계산을, 비점성 문제에서는 1000 스텝의 계산을 사용하였다.

3.3 STAR-CD에서의 수치해법

앞에서 언급한 것과 같이 비정상 문제를 풀기 위해 STAR-CD에서 지원되는 이벤트 모듈의 하나인 이동격자를 사용하였다. 이 방법은 격자의 체적이나 수에는 변화가 없고 시간에 따라 격자가 차례로 진행되는 경우에 사용된다. 정적인 격자와 회전격자에서 회전하는 격자를 이벤트로 처리하여 격자사이의 정보를 교환 하게 된다. 본 연구에서는 1회전 당 352 스텝을 주어 1 스텝이 9.7402×10^{-5} sec의 시간에 해당되도록 하였다. 계산 영역의 입구에서의 유속은 20.672m/s를 주었으며, 이동영역부분의 경계조건은 접착경계조건을 사용하였고, 출구영역은 일정압력 경계조건을 사용하였다. 벽에서의 경계조건은 압축성에서와 같이 점성에서는 no-slip 조건, 비점성에서는 slip 조건을 적용하였다. 난류점성과 비점성 계산 모두 1회전당 352 스텝을 사용하였다.

3.4 소음 분포

음압 수준은 압력 변동의 root mean square 값으로부터 다음과 같이 구할 수 있다⁽¹³⁾.

$$SPL = 20 \log \left(\frac{p'_{rms}}{2 \times 10^{-5} N/m^2} \right) [dB] \quad (4)$$

p'_{rms} 는 팬 케이싱 컷-오프 지점에서 국소 압력 변동의 root mean square 값이다. 주파수 영역에서의

음압은 컷-오프 지점의 압력 변동으로부터 FFT 알고리즘⁽¹⁴⁾을 사용하여 계산된다. 원심팬의 주요한 소음원은 날개통과 주파수에서의 분별음과 광대역 소음이 중첩된 것이다. 날개통과 주파수는 다음과 같다.

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

여기서 n 은 하모닉, NB 는 날개의 개수, RPM 은 회전수를 나타낸다. 본 연구에서 사용된 기본 모델의 날개 수는 11개이며, 회전수는 1,750 rpm 이므로 위에 주어진 식으로부터 날개통과 기본 주파수는 320.833Hz 이고, 두 번째 주파수는 641.666Hz 이다.

4. 계산결과

4.1 프로그램의 검증

$k-\omega$ 난류 모델을 사용하는 압축성 Navier-Stokes 프로그램을 검증하기 위하여 성긴 격자계와 세밀한 격자계를 사용하였다. 세밀한 격자계는 날개영역이 408×45 , 스크롤 영역이 201×31 의 격자를 가지며, 성긴 격자계는 그림 1에서와 같이 날개영역이 353×45 , 스크롤 영역이 151×21 의 격자를 가진다. 그림 1(c)는 비압축성 해석에서 사용한 격자계의 하나를 나타낸 것이다. 그림 2는 압축성 해석에서 성긴 격자계와 세밀한 격자계를 설계점에서 살펴본 결과이다. 두 격자계 모두 실험결과와 잘 일치하는 결과를 보이고 있다. 이 때, 입구와 출구의 압력 차이는 350 mmAq 이고, 입구영역에서 공기는 1,750 rpm의 속도로 회전하면서 $210 \text{ m}^3/\text{min}$ 의 유량으로 들어온다. 그림 3, 4에서 보는 바와 같이 두 개의 격자계를 사용한 결과에서 압력 변동과 음압의 주파수 스펙트럼도 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 그림 3, 4는 또한 난류 점성효과가 컷-오프 지역에서의 압력변동과 날개통과 주파수에서의 분별음에 미치는 영향을 보여준다. 압력변동의 진폭은 상당히 감소하고 기본날개통과 주파수 320.833 Hz에서의 음압 수준은 최고점이 10 dB 감소한다. 그림 5는 임펠러 영역에서의 상대 유속을 나타낸 것이다. 난류점성해석에서는 블레이드 사이에서 와류가 생성되며, 비점성에서의 유선은 블레이드 표면사이의 유로를 매끄럽게 통과한다. 하지만 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.

3.2 설계 인자에 대한 검토

4.2.1 블레이드 형상

블레이드 형상에 대한 영향을 살펴보기 위하여 전방곡면, 후방곡면 블레이드와 래디얼 블레이드를 가지는 모델에 대하여 해석하였다. 그림 6은 전방곡면과 래디얼 블레이드에 대한 등압선을 나타낸 것으로 모델들은 지름이 800mm 이고, 11개의 블레이드를 가지고 있으며 같은 팬 케이싱을 가진다.

블레이드 입구에서의 블레이드 각 β_1 은 세 모델 모두 33.73도이다. 블레이드 팁각 β_2 는 후방곡면, 래디얼, 전방곡면 블레이드의 경우 각각 54.57, 90, 140.76도이다. 세 가지 모델 모두 같은 회전속도 1,750 rpm에서 해석하였다. 전방곡면과 래디얼 모델을 기본 모델인 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 실험결과⁽⁴⁾와도 일치하는 경향을 나타낸 것이다. 그림 7은 컷-오프 에지의 한 점에서의 비정상 압력변동을 비교한 것이다. 전방곡면 모델의 진폭이 가장 크고 기본 모델인 후방곡면 모델이 진폭이 가장 작다. 그림 8에 날개형상에 대한 음압의 스펙트럼을 나타내었다. 모든 모델들은 기본 날개 통과 주파수가 320.833 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.

4.2.2 블레이드 수

블레이드 수에 대한 영향을 살펴보기 위하여 8개의 블레이드와 16개의 블레이드의 두 가지 모델과 11개 블레이드의 기본모델을 비교하였다. 이 모델들은 그림 9에서와 같이 800mm 지름의 후방곡면 블레이드와 같은 블레이드 곡률을 가지고 있다. 블레이드 입구에서의 블레이드 각 β_1 은 33.73도이고 블레이드 팁각 β_2 는 54.57도이다. 이 세 가지 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. 압력 변동의 경우 그림 10에서 보는 바와 같이 8개 블레이드 모델이 가장 큰 진폭을 가지고 있고, 16개 블레이드 모델이 가장 작은 진폭을 나타낸다.

그림 11은 날개 수에 대한 음압 스펙트럼의 분포를 나타낸 것이다. 기본 날개 통과 주파수는 8

개 블레이드 모델이 233.333Hz 이고, 16 개 블레이드 모델은 466.666Hz 이다. 8 개 블레이드 모델이 233.33Hz 의 기본 날개 통과 주파수에서 세 모델 중 가장 높은 dB 을 나타낸다. 압축성 해석의 경우, 8 개 블레이드 모델은 기본 모델인 11 개 블레이드 모델보다 최고점이 7dB 높게 나타나고, 16 개 블레이드 모델은 8dB 낮게 나타난다. 비압축성의 경우에는 각각 10dB 높게, 11dB 낮은 결과를 얻을 수 있었다. 이상의 결과에서 보는 바와 같이 16 개 블레이드 모델이 음향적 성능이 뛰어나며 블레이드 수는 공기역학적 성능에는 별 영향이 없음을 알 수 있다.

4.2.3 컷-오프 간극

컷-오프 간극의 영향을 연구하기 위해 11.0%D 의 컷-오프 간극을 가진 기본모델을 9.3%D 와 13.3%D 의 컷-오프 간극을 가진 모델들과 비교하였다. 이 두 모델들은 그림 12 에서 보는 바와 같이 모두 후방곡면 블레이드를 가지며 지름은 각각 827mm 와 783mm 이다. 세 가지 모델들은 모두 1,750 rpm 에서 해석하였다. 공기유량을 비교하여 보면, 9.3%D 의 컷-오프 간극을 가지는 모델은 기본 모델보다 공기유량이 2.3% 증가 하였고, 13.3%D 의 컷-오프 간극을 가지는 모델은 4.6% 감소하였다. 컷-오프 간극은 공기역학적 성능에는 큰 영향을 미치지 않음을 알 수 있다. 압력 변동은 그림 13 에서와 같이 컷-오프 간극이 작은 모델은 진폭이 크고, 컷-오프 간극이 큰 모델은 작은 진폭을 나타낸다. 컷-오프 간극에 대한 음압 스펙트럼을 그림 14 에 나타내었다. 작은 컷-오프 간극을 가지는 모델은 예상대로 가장 높은 최고점을 가지고 있다. 압축성 해석의 경우 작은 컷-오프 간극 모델은 기본모델과 비교하여 볼 때 최고점이 3dB 높고, 큰 컷-오프 간극 모델은 최고점이 5dB 낮다. 비압축성 해석에서는 각각 7dB 높으며, 8dB 낮아진다. 분별음은 컷-오프 간극이 증가함에 따라 감소하는데, 이는 실험결과⁹⁾와 일치하는 경향을 나타낸다. 컷-오프 간극이 큰 모델이 더 좋은 음향적 성능을 가지나 공기역학적 손실이 약간 증가함을 알 수 있다.

5. 결론

개발된 압축성 수치 해석 프로그램과 STAR-CD 를 사용하여 원심팬의 근접 소음장과 공기역학적 성능을 해석하였다. 압축성과 비압축성의 해석결과는 크게 다르지 않음을 보였다. 난류 점성은 약간의 공기역학적 손실과 광대역 소음을 증가시키나 그 크기가 그다지 크지 않으므로 원심팬에서 설계인자에 대하여 연구하는 경우 비점성 계산으로도 충분하다. 설계인자 중 임펠러 블레이드의 형태는 공기역학적, 음향적 성능 모두에 상당한

영향을 미치며, 주어진 작동 상태 하에서 후방곡면 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. 컷-오프 간극은 날개통과 주파수에서의 분별음에 큰 영향을 미치며, 간격이 증가함에 따라 분별음은 선형적으로 감소한다. 일반적으로 팬 소음과 공기역학적 성능은 서로 반비례 관계에 있으며 이 두 가지를 최적화하는 과정은 저소음, 고성능 팬의 설계에 있어 반드시 필요하다. 저소음 원심팬의 최적화 연구는 본 연구에서 개발된 수치 해석적 방법과 CFD 패키지인 STAR-CD 를 사용하여 충분히 연구되어질 수 있다.

후기

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

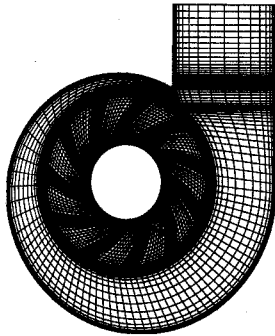
참고문헌

- (1) B. ECK 1972 Fans: Design and Operation of Centrifugal, Axial-Flow and Cross-Flow Fans. Pergamon Press, 3-220.
- (2) W. NEISE 1975 *Journal of Sound and Vibration* 43 (1), 61-75. Application of Similarity Laws to The Blade Passage Sound of Centrifugal Fans.
- (3) W. NEISE 1982 *Journal of Engineering for Industry* 104, 151-161. Review of Noise Reduction Methods for Centrifugal Fans.
- (4) L. BOMMES, R. GRUNDMANN, K. KLAES, and C. KRAMER Jul-Aug. 1995 *Noise Control Eng. J.* 43 (4), 91-101. Effects of Blade Design on Centrifugal Fan and Performance.
- (5) P. KONIECZNY and J. S. BOLTON 1995 *Noise Control Eng. J.* 43 (4), 103-127. Design of low-noise centrifugal blowers.
- (6) D. C. WILCOX 1993 Turbulence Modeling for CFD. DCW Industries, Inc., 73-210.
- (7) STAR-CD Version 3.00 manuals, Computational Dynamics, 1996
- (8) P. L. ROE 1983 *Journal of Computational Physics* 43, 357-372. Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes.
- (9) A. HARTEN 1983 *Journal of Computational Physics* 49, 357-393 High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws.
- (10) R. M. BEAM and R. F. WARMING 1978 *AIAA Journal* 16 (4), 393-402 An Implicit Factored Scheme for the Compressible Navier-Stokes Equations.
- (11) S. W. HWANG 1996 *Numerical Analysis of Unsteady Supersonic Flow over Double Cavity*. Seoul National University. Ph. D. Dissertation.
- (12) L. B. SIMPSON and D. WHITFIELD 1989 AIAA

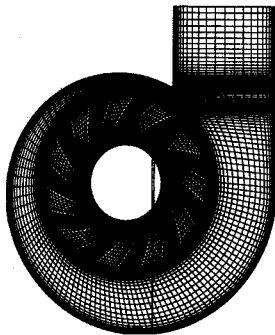
Paper 89-1995 A Flux Difference Split Algorithm for Unsteady Navier-Stokes Solutions.

(13) A. P. DOWLING and J. E. FLOWERS WILLIAMS 1983 Sound and Sources of Sound. Ellis Horwood Limited, 11-34.

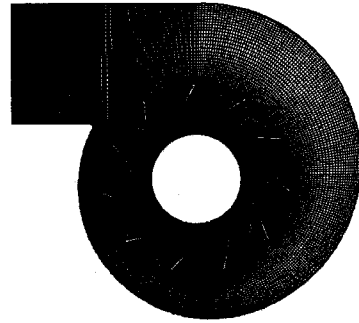
(14) D. E. NEWLAND 1981 An Introduction to Random Vibrations and Spectral Analysis. Longman.



(a) 성긴 격자계(압축성 해석)



(b) 세밀 격자계(압축성 해석)



(c) 격자계(비압축성 해석)

그림 1 후방곡면 원심팬의 격자계

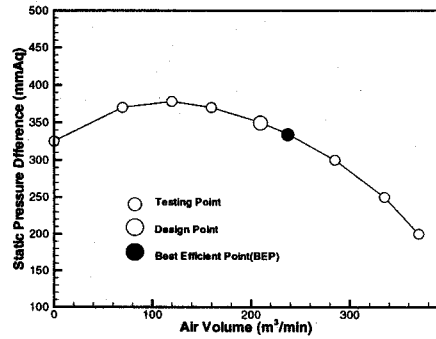


그림 2. 후방곡면 원심 팬의 특성 곡선

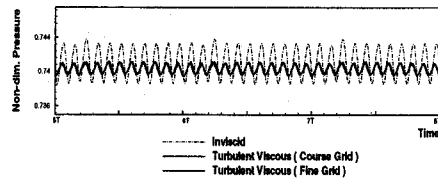


그림 3. 컷-오프 에지의 압력변동에서의 비점성 해석과 난류점성 해석의 비교($p_0 = 0.714$)

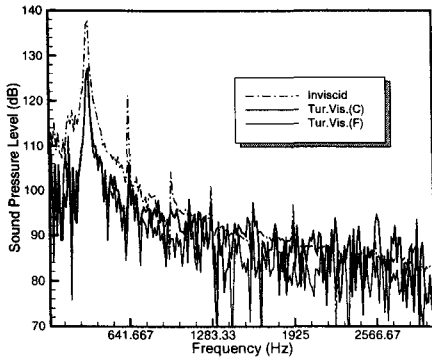
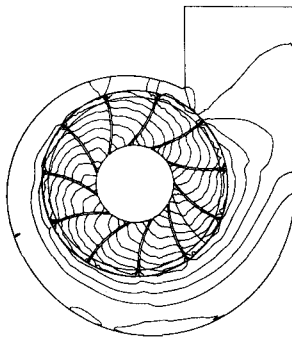


그림 4. 음압 주파수 스펙트럼에서의 비점성 해석과 난류점성 해석의 비교($p_0 = 0.714$)

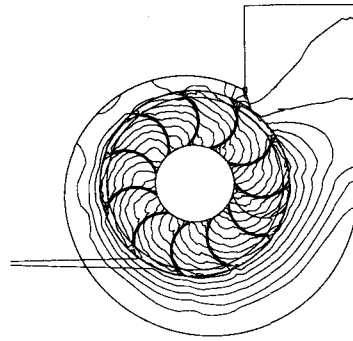


(a) 비점성 (b) 점성(성긴격자) (c) 점성(세밀격자)

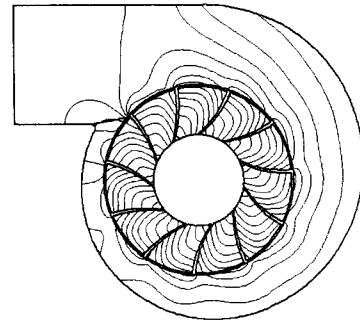
그림 5. 상대유속에서의 비점성 해석과 난류점성 해석의 비교



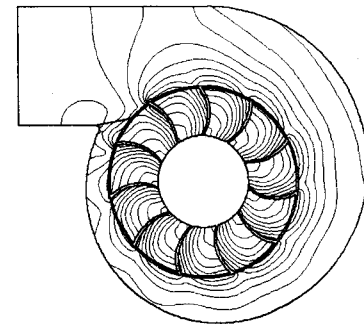
(a) 레이디얼(압축성 해석)



(b) 전방곡면(압축성 해석)

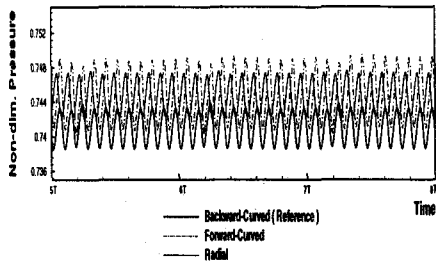


(c) 레이디얼(비압축성 해석)

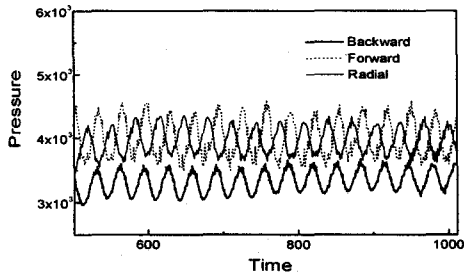


(d) 전방 곡면(비압축성 해석)

그림 6. 블레이드 형상에 따른 등압선의 비교

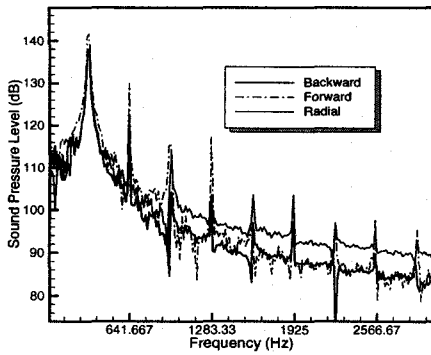


(a) 압축성 해석

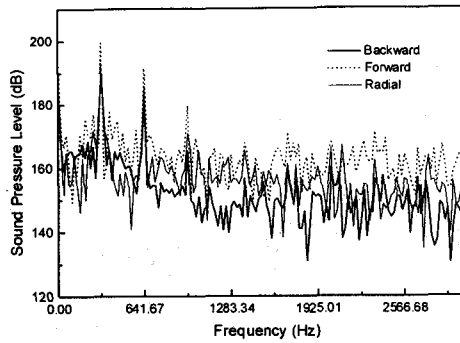


(b) 비압축성 해석

그림 7. 날개형상에 따른 컷오프 에지에서의 압력변동

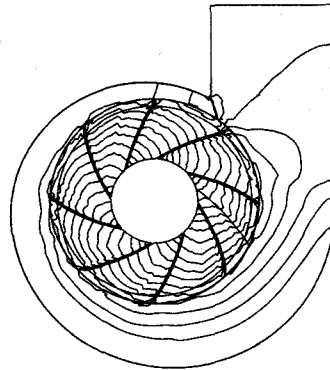


(a) 압축성 해석

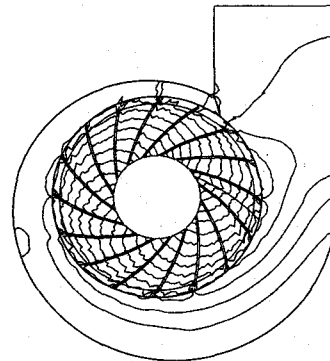


(b) 비압축성 해석

그림 8. 날개형상에 따른 음압의 주파수 스펙트럼

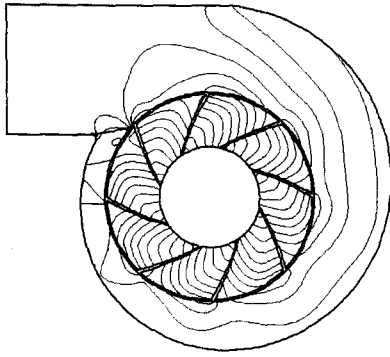


(a) 8개 블레이드(압축성 해석)

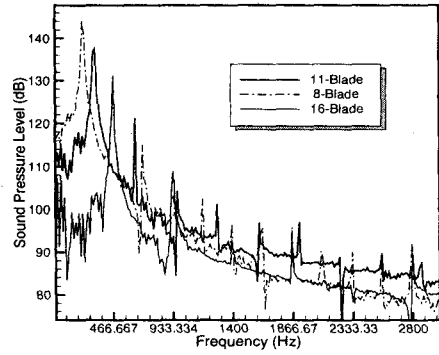


(b) 16개 블레이드(압축성 해석)

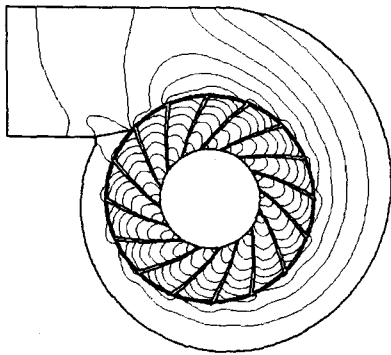
에지에서의 압력변동



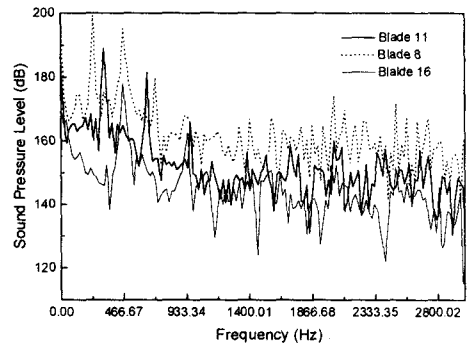
(c) 8개 블레이드(비압축성 해석)



(a) 압축성 해석



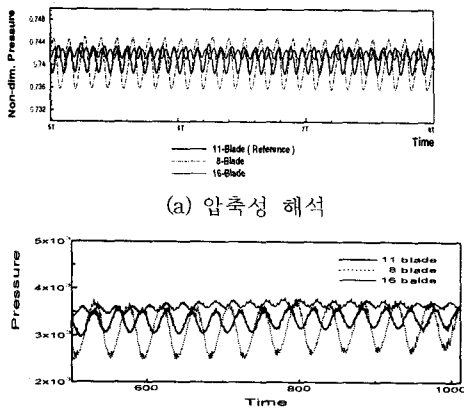
(d) 16개 블레이드(비압축성 해석)



(b) 비압축성 해석

그림 11. 블레이드수에 따른 음압의 주파수 스펙트럼

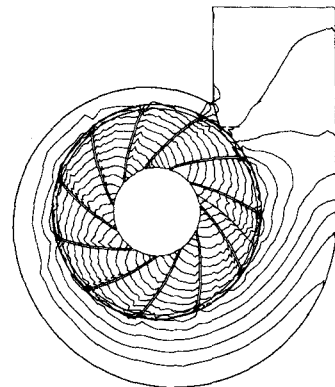
그림 9. 블레이드수에 따른 등압선 비교



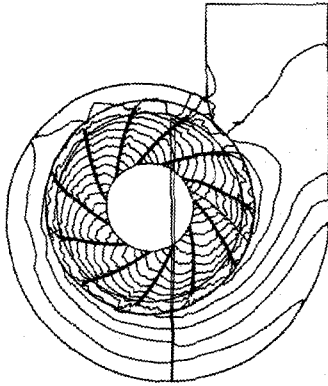
(a) 압축성 해석

(b) 비압축성 해석

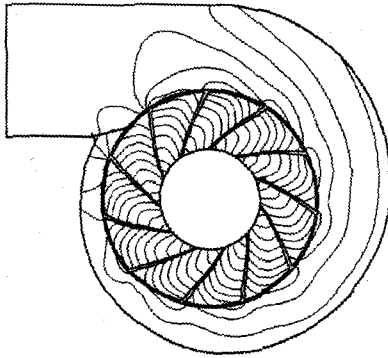
그림 10. 블레이드수에 따른 컷-오프



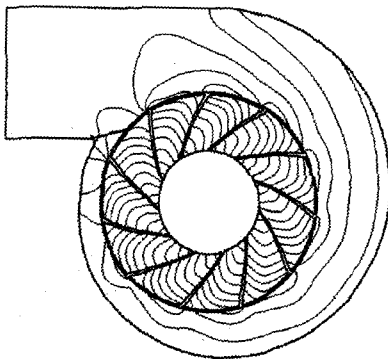
(a) 9.3%D 컷-오프 간극(압축성 해석)



(b) 13.3%D 컷오프 간극(압축성 해석)

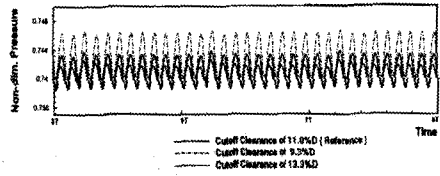


(c) 9.3%D 컷오프 간극(비압축성 해석)

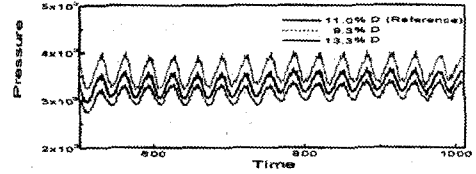


(d) 13.3%D 컷오프 간극(비압축성 해석)

그림 12. 컷오프 간격에 따른 등압선의 비교

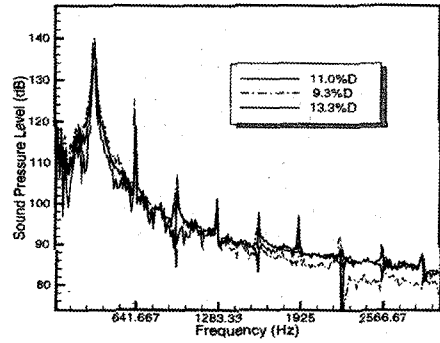


(a) 압축성 해석

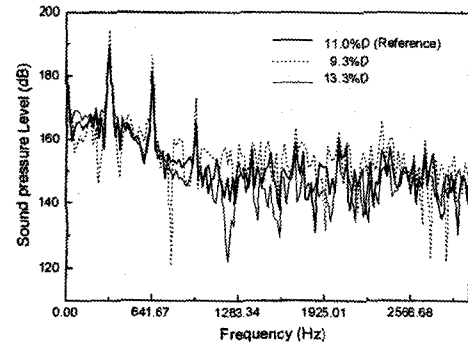


(a) 비압축성 해석

그림 13. 컷오프 간극에 따른 컷오프 에지에서에서의 압력변동



(a) 압축성 해석



(b) 비압축성 해석

그림 14. 컷오프 간극에 따른 음압의 스펙트럼 분포