

축류송풍기의 스위프각이 소음에 미치는 영향에 대한 연구

°최 재 호*, 김 광 용**

A Study on the Effect of Sweep Angle of Axial Fan on Its Noise

Jae-Ho Choi*, Kwang-Yong Kim**

ABSTRACT

A computational study on the effect of sweep angle of axial fan on its noise is performed in the present paper. The forward swept axial fan was designed by numerical optimization method incorporated with three dimensional flow analysis. The objective function was defined by the ratio of generation rate of turbulent kinetic energy to pressure head. And, two variables related with sweep angle distribution are used for design variables. The swept fan has better performance characteristics and noise level. The experimental result shows that spectrums of no-sweep and swept fans have differences in the blade passage frequency, especially in the broadband. And the overall noise level of swept fan is lower 10dB(A) than that of no-sweep fan.

For the comparison of flow fields between no-sweep fan and swept fan, CFX-TASCflow computational fluid dynamics software is used. Standard k- ϵ model is used for the turbulence model. Distributions of pressure and turbulent kinetic energy distributions are compared in order to find what happen in the low-noise swept fan.

1. 서론

초기의 유체기계의 설계기법은 주로 Euler의 이론을 기초로 연구되었는데, 이 Euler 이론은 점성의 영향을 고려하지 않으며 팬 날개의 수가 무한히 많다는 가정으로부터 시작되므로[1], 점성의 영향이 있고 날개수가 유한한 실제 팬에서는 그 영향을 고려해 주어야 한다. 근래에는 이차원이나 준삼차원 설계기법도 널리 사용되었으나, 최근에는 실험적 기법과 전산유체역학(CFD)의 발전으로 삼

차원 설계에 대한 관심이 고조되고 있다.

송풍기의 설계변수들 중 스위프각(sweep angle)은 유체기계의 효율이나 소음에 미치는 영향이 큰 것으로 알려지고 있는데[2], 기존의 이차원 설계기법에서는 그 영향을 고려해 주기 곤란한 변수이므로, 스위프각의 영향을 해석하기 위해서는 삼차원 유동해석이 반드시 필요하다.

항공기 설계에서 스위프각은 날개가 유동방향으로 경사진 각을 말하며 상반각(dihedral angle)은 날개를 유동방향으로 움직이지 않고 위나 아래로 향하게 했을 때, 즉 날개를 대표하는 평면과 수평면이 이루는 각을 말하는데 이 두 각을 통칭하여 경사각(skew angle)이라고 한다. 이러한 경사각에 대한 연구는 송풍기[3], 압축기[4] 및 축류 터빈[5]

* 인하대학교 대학원

** 인하대학교 기계항공자동차공학부

등에 대해 수행된 바 있다.

Katsuhisa와 Sadao[3]는 환기용 저속 프로펠러 팬의 소음특성을 관찰하고자 전향 스윙되고 흡입 면으로 경사진 날개에 대한 실험적 연구를 통하여 이러한 형상의 날개가 일반적인 작동범위에서 말단부 소음을 저감한다고 발표하였으며, Bliss 등[6]도 천음속 축류팬의 동익과 정익에 스윙과 경사각을 주어 충격파로 인한 소음을 감소시켰다. 또한 스윙으로 인해 소음방사시 위상 간섭으로 소음을 저감시킨다는 연구[7]도 발표된 바 있다.

최근 Beiler와 Carolus[5]는 스윙각과 상반각을 포함하는 경사각에 대한 계산과 실험에 의한 파라메트릭 연구를 통해 후향 스윙된 축류팬 날개에 비해 전향 스윙된 날개가 성능이 우수할 뿐 아니라 출구유동분포가 더 균일하고 유출손실을 감소시키는 것을 보여주었고, 음향학적 성능에 있어서도 더욱 우수함을 보고하였다.

국내에서도 자동차 콘덴서 냉각용 축류팬[8]과 선박 엔진 냉각용 축류팬[9]의 최적설계시 스윙각의 최적화를 통해 소음을 각각 4.5dB(A)와 10dB(A) 저감시킨 바 있다. 자동차 콘덴서 냉각팬의 소음저감을 위해 Kawaguchi 등[10]은 날개표면의 압력변동에 대한 실험을 통해 압력변동이 유입 난류강도에 영향을 미치고 소음을 증가시키는 것을 발견하고, 날개 선단부의 직경을 증가시킴으로써 성능의 저하없이 압력변동을 줄이고 난류소음을 3dB(A) 감소시켰다.

최재호 등[9]은 3차원 Navier-Stokes해석코드를 바탕으로, 목적함수를 난류운동에너지와 압력수두의 비로 정의하고, 설계변수로 스윙각의 분포를 사용한 수치최적설계기법을 선박 엔진냉각용 축류팬에 적용하여 소음을 10dB(A) 저감시켰는데, 본 연구에서는 그 원인을 압력과 난류운동에너지의 관점에서 고찰하고자 상용코드인 AEA Technology의 CFX-TASCflow[11]를 사용하여 유동해석을 수행하였다.

2. 유동해석 및 경계조건

본 연구는 최재호 등[9]에 의해 설계된 선박엔진 냉각용 축류송풍기를 대상으로 하였다. 최적설계된 저소음 축류송풍기는 스윙각이 없는 최적설계 전

송풍기형상과는 달리 반경방향 스윙각이 전향으로 2차함수 분포를 보이고 있다.

최적설계 전과 후의 송풍기 유동을 해석하기 위한 격자체를 생성하기 위해 AEA Technology의 TurboGrid[12]를 사용하였다. 이 코드가 제공하는 다양한 격자템플릿 중 본 연구에서는 허브면의 구성이 용이하면서 유동방향으로의 격자길이에 유연한 단일블럭격자템플릿을 사용하였다. 이 템플릿은 날개가 격자체의 중심에 위치한 H형의 격자체를 생성한다. 날개끝 간극(tip clearance)내의 유동현상을 관찰하기 위해 이 영역의 유동도 계산하였으며 허브의 고체영역은 해석코드에서 비계산영역으로 처리하였다.

소음도에서 큰 차이를 보이는 최적설계 전과 후 송풍기의 유동해석을 위해 CFX-TASCflow[11]를 사용하였는데, 이 코드에 사용된 지배방정식들은 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + S_{ui}$$

대류항의 이산화에는 Modified Linear Profile을 사용하고 난류의 계산을 위해서는 표준 k-ε 모델을 사용한다. 한편, 수렴성을 높이기 위해 Additive Correction Multigrid[13]로 알려진 다중격자체를 사용하였다.

유동장의 입구와 출구경계조건으로는 각각 전압 조건과 질량유량조건을 주었다.

3. 결과 및 검토

유동해석의 대상이 된 두 팬은 각각 12개의 날개로 구성되어 있으며 허브-팁비는 0.5, 설계조건에서의 유량계수는 0.59이다. 날개가 축대칭으로 되어 있으므로 한 개의 날개만을 포함하는 영역으로 계산영역을 설정하고 주기면에는 주기조건을 사용하였다. 한편 허브 이하의 고체부분은 해석코드에서 비계산영역으로 설정하여 처리하고 덕트의 중심부분은 계산영역에서 제외하였다. 입출구 경계조건은 두 경우 동일하게 설정하였다. 이와 같은 계산영역을 Fig. 1에 도시하였다. 격자체는 축방향,

회전방향, 반경방향으로 각각 $113 \times 34 \times 34$ 개로 구성되어 있으며 날개끝 간극에 5개를 배치하였다.

두 유동장의 해석결과중 25%, 50%, 88%스팬과 날개끝 간극에서의 압력분포가 Fig. 2~5에 각각 나타나 있다. Fig. 2(a)와 (b)는 스윙이 없는 초기팬과 전향 스윙된 최종팬의 25%스팬에서 압력분포를 보여주고 있다. 압력면과 흡입면에서의 압력구배는 두 경우 유사하나 날개 말단(trailing edge)에서 초기팬의 압력구배가 다소 큰 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 3(a)와 (b)는 평균날개높이인 50%스팬에서의 압력분포이다. 팬의 상류와 흡입면 근처에서 두 유동은 정성적으로 비슷한 경향을 보이나, 압력면의 선단부에서는 초기팬의 압력구배가 최종팬에 비해 큰 반면 최종팬은 날개를 지나면서 압력이 서서히 증가하고 있음을 관찰할 수 있다.

날개 끝단부분으로 갈수록 두 팬에서 더 큰 압력분포 차이를 관찰할 수 있는데, Fig. 4(a)와 (b)는 88%스팬에서의 압력분포를 비교하고 있다. 두 팬에서 날개말단부터 하류방향으로 코드길이정도 떨어진 위치까지의 유동장내 압력분포를 살펴보면, 초기팬에서는 날개말단의 높은 압력이 축방향으로 연장되어 회전방향으로 압력구배가 크게 형성되고 있다. 그러나, 최종팬에서는 압력상승이 축방향으로 이루어져 회전방향으로의 압력구배가 상대적으로 작음을 알 수 있다. 초기팬에서 나타나는 날개 하류에서의 회전방향 압력구배는 날개회전시 시간에 따른 압력변동과 직접 관계될 것이다.

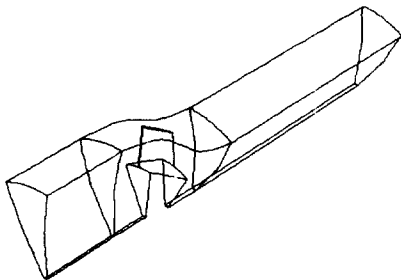


Fig. 1 Computational domain

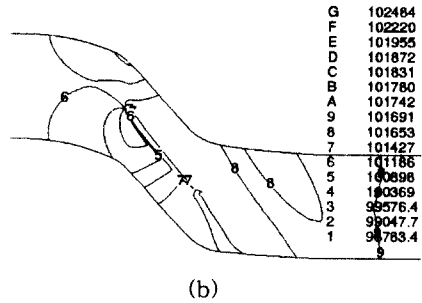
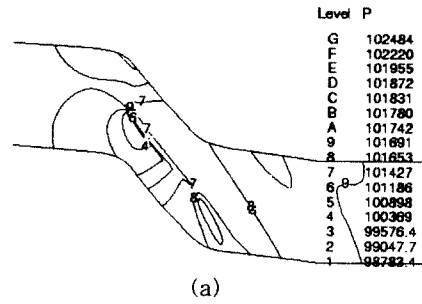


Fig. 2 Pressure contours on 25% span
(a) initial fan (b) final fan

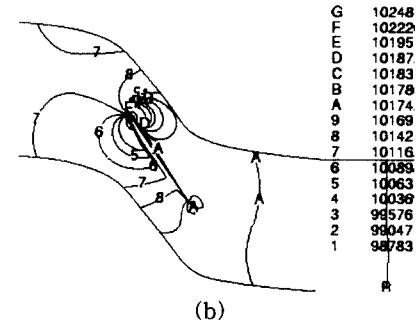
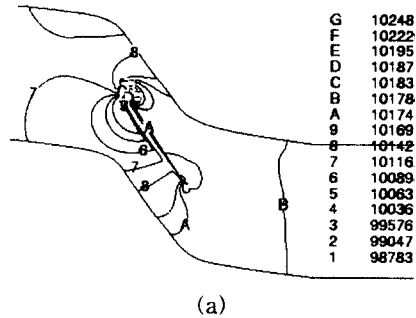
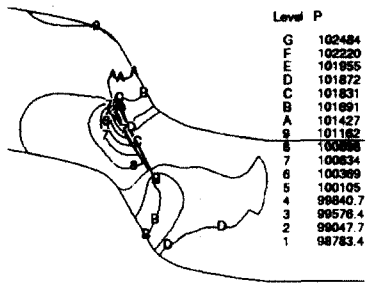
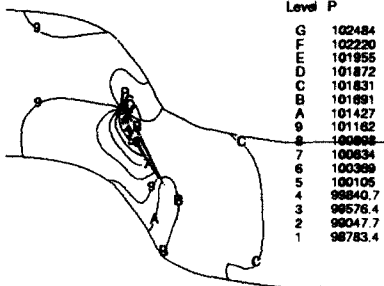


Fig. 3 Pressure contours on 50% span
(a) initial fan (b) final fan



(a)



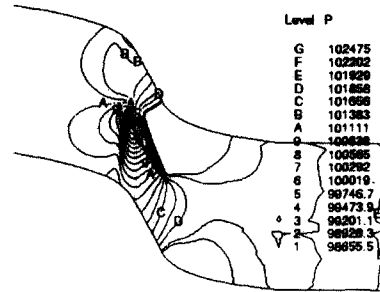
(b)

Fig. 4 Pressure contours on 88% span
(a) initial fan (b) final fan

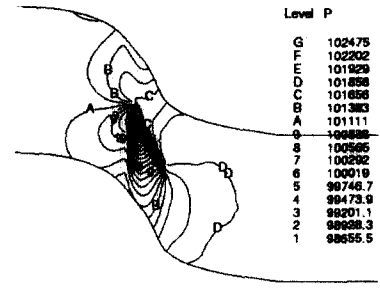
본 연구에서는 팬에 부착된 회전좌표계에서 정상상태 유동해석을 하였으나 비정상유동 해석을 할 경우 소음이 큰 초기팬에서는 정상상태 해석결과에서 관찰되는 상대적으로 큰 회전방향으로의 압력구배가 시간에 따른 큰 압력변동으로 나타날 것이다.

한편, 날개끝 간극의 압력분포는 Fig. 5(a)와 (b)에 나타내었다. 초기팬의 압력면 선단부에서는 높은 압력구배가 형성되어 있으나 최종팬의 압력면에서는 압력이 서서히 증가하고 있다. 날개하류에서는 88%스팬에서의 결과와 마찬가지로 초기팬의 압력분포가 최종팬에 비해 회전방향 압력구배가 심하고 더 복잡한 형태를 보이고 있다. 스윙이 없는 날개의 경우 원심력을 받은 유동이 케이싱 근처에서 복잡하게 형성되어 있으나, 전향 스윙된 날개에서는 경사진 날개면으로 인해 유동이 안정화되는 것으로 생각된다.

Fukano 등[14]은 전향 스윙된 팬 날개위에서는 경계층의 발달이 지연되기 때문에 날개후류의 두께가 작아 소음이 낮다고 밝힌 바 있다. 스윙각과 압력변동에 대한 연구로서는 Katsuhisa와 Sadao



(a)



(b)

Fig. 5 Pressure contours in the tip clearance
(a) initial fan (b) final fan

[3]에 의한 전향 스윙되고 흡입면으로 경사진 프로펠러 팬 날개에 대한 실험적 연구가 발표된 바 있다. 열선풍속계를 이용하여 말단부 근처의 유출유동에 대한 3차원 속도를 측정하고 마이크로폰으로 말단부의 표면압력변동을 측정하였는데, 전향 스윙되고 흡입면으로 경사진 날개는 일반적인 작동범위에서 말단부 소음이 저감됨을 관찰하였다.

초기팬과 최종팬의 난류운동에너지 분포도 비교하였는데, Fig. 6은 88%스팬, Fig. 7은 날개끝 간극내에서의 분포이다. Fig. 6을 살펴보면 날개 하류에서 회전방향의 압력구배가 큰 초기팬에서 난류운동에너지도 회전방향의 구배가 크게 나타나고 있다. 그러나 최종팬에서 두 날개면 사이에서 난류운동에너지가 큰 것은 2차함수 분포의 전향날개에서 나타나는 유동특성 때문인 것으로 생각되며 이는 말단부를 지나면서 감소되고 회전방향 구배도 초기팬에 비해 현저히 줄어든다.

한편 Fig. 7의 날개끝 간극에서의 난류운동에너지 분포를 살펴보면 초기팬에서 날개끝단주위의 값이 최종팬에 비해 더 크고 상류쪽으로 더 넓게 분포되어 있다. 이는 Fig. 5에서 초기팬의 선단부 압력

구배가 더 큰 것과 연관하다. 또한 초기팬의 날개 하류에서의 회전방향 압력구배가 최종팬에 비해 큰 것으로 나타났는데 이 구간에서의 난류운동에너지 분포도 초기팬의 회전방향구배가 더 크게 나타났다.

Kawaguchi 등[11]에 의한 자동차 콘덴서 냉각팬에 대한 실험에서도 날개면에서의 압력변동이 유입난류강도에 영향을 미치고 이로 인해 소음이 증가되는 것으로 나타났다.

이상과 같이 스윙이 없는 팬과 전향 스윙된 팬에 대한 압력분포의 비교에서 스윙이 없는 초기팬이 날개 상단부와 날개끝 간극의 압력면 선단부에서 압력구배가 크게 나타났고 날개 하류에는 회전방향의 압력구배가 상대적으로 크게 관찰되었다. 이 때 난류운동에너지의 크기나 구배의 방향도 압력분포와 유사한 경향을 보였다.

Fig. 8에 나타나 있는 것과 같이 최종팬의 소음이 초기팬에 비해 10dB(A) 낮는데, 축방향의 압력구배가 큰 초기팬에서 날개 회전시 심한 압력변동을 유발하여 난류강도에 영향을 주고 소음을 증가시키는 때문인 것으로 사료된다.

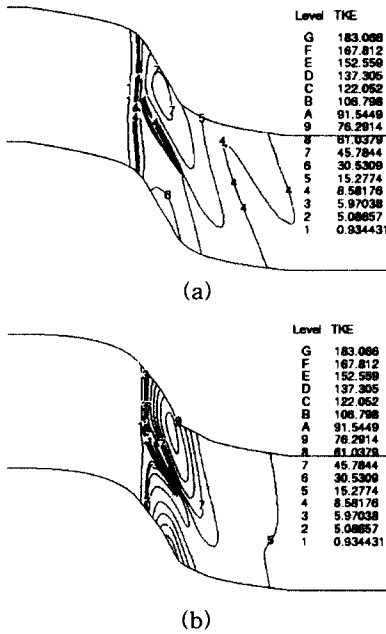


Fig. 6 Turbulent kinetic energy contours on 88% span (a) initial fan (b) final fan

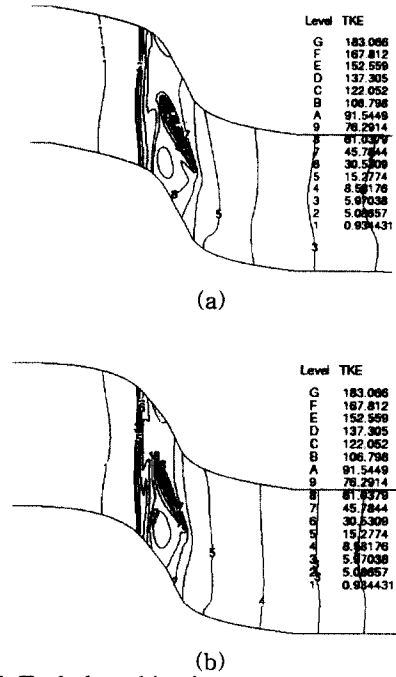


Fig. 7 Turbulent kinetic energy contours in the tip clearance (a) initial fan (b) final fan

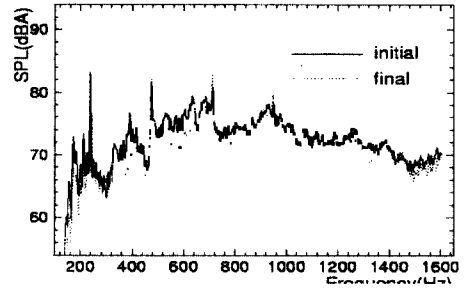


Fig. 8 Noise spectrum

4. 결론

본 연구에서는 3차원 점성유동해석코드를 사용하고, 스윙각의 분포를 설계변수로 하여 수치최적설계된 저소음 대형축류팬의 유동구조를 최적설계전의 초기팬의 유동구조와 비교해 보기 위해 상용 코드인 CFX-TASCflow를 사용하여 유동장을 해석하였다.

두 경우에 대한 유동장 해석결과 88%스팬 및

날개끝 간극에서의 유동특징은 압력면 선단부와 날개 하류에서 큰 차이를 보이는데, 초기팬에서는 압력면 선단부 압력구배가 크게 나타나고 있으며 날개하류에서는 높은 압력이 축방향으로 분포되어 회전방향의 큰 압력구배가 관찰되었다. 또한 난류 운동에너지는 초기팬에서 날개끝단 주위의 값이 최종팬에 비해 더 크고 상류쪽으로 더 넓게 분포되어 초기팬의 선단부 압력구배가 더 큰 것과 유관한 것으로 관찰되었으며, 날개하류에서도 초기팬의 난류운동에너지의 회전방향 구배가 더 크게 나타났다.

이와 같은 결과로 볼 때 전향스윙핀 날개의 경우 선단부에서의 압력구배가 스윙이 없는 팬에 비해 더 완만하며 하류에서 회전방향 구배가 작아 날개회전으로 인한 압력변동이 작을 것으로 사료되며, 난류운동에너지도 회전방향의 구배가 작아 소음저감에 효과적인 것으로 사료된다.

참고문헌

1. Eck, B., "Fans," Pergamon Press, 1973.
2. Wright, T. and Simmons, W. E., "Blade Sweep for Low-Speed Axial Fans," Vol. 112, 1990, pp. 151-158.
3. Katsuhisa, O., Sadao, A., "Noise Reduction of Shortly Ducted Fan by Using Forward Swept and Inclined Blade," AIAA, Aeroacoustics Conference, 13th, Tallahassee, FL, Oct. 1990, paper no. 90-3986.
4. Godwin, W. R., "Effect of Sweep on Performance of Compressor Blade Sections as Indicated by Swept-Blade Rotor, Unswept-Blade Rotor and Cascade Tests," NACA TN 4062, 1975.
5. Beiler, M. G., and Carolus, T. H., "Computation and Measurement of the Flow in Axial Flow Fans With Skewed Blades," J. Turbomachinery, Vol. 121, pp. 59-66, 1999.
6. Bliss, Donald B., Hayden, Richard E., Murray, Bruce S. and Schwaar, Pierre G., "Design considerations for a novel low source noise transonic fan stage," AIAA paper76-577, AIAA 3rd Aero-Acoustics conference, Palo Alto, CA, 1976.
7. Hanson, Donald B., "Influence of propeller design parameters on far-field harmonic noise in forward flight," AIAA Journal, Vol. 18, No. 11, 1980, pp. 1313-1319.
8. Choi, J. H., Kim, K. Y. and Chung, D. S., "Numerical Optimization for Design of an Automotive Cooling Fan," Journal of Passenger Cars - SAE 1997 Transactions, Vol. 106, Section 6, Part 1, 1998, pp. 1485-1489.
9. 최재호, 조성신, 김광용, "대형축류송풍기의 저소음 최적설계," 대한기계학회 춘계학술대회 논문집 B, 1999, pp. 411-416.
10. Kawaguchi, K., Kadota, S., Suzuki, M., Matsui, K., Kikuyama, K., "Study on Low-Noise Fan(Noise Reduction of Pusher-Type Condenser Cooling Fan)," JSME (B), Vol. 59, No. 558, 1993, pp. 137-143.
11. CFX-TASCflow Computational Fluid Dynamics Software, AEA Technology Engineering Software Ltd, 1999.
12. TurboGrid, AEA Technology Engineering Software Ltd, 1999.
13. Raw, M. J., "Coupled Algebraic Multigrid for the Solution of the Discretized 3D Navier-Stokes Equations," Proceedings, 2nd Annual Conference of the CFD society of Canada, Toronto Ontario Canada, June 1994.
14. Fukano, T., Kodama, Y., and Takamatsu, Y., "Noise generated by low pressure axial flow fans, III: Effects of rotational frequency, blade thickness and outer blade profile," Journal of Sound and Vibration, Vol. 56, No. 2, 1978, pp. 261-277.