

프로펠러 팬 날개 위의 역류 유동

김재원* · 남임우**

Reverse Flow on Blade-Surface of Propeller Fan

Jae Won Kim*, Im Woo Nam**

Key Words: Propeller Fan(프로펠러 팬), Commercial Program(상용 프로그램), Reverse Flow(역류 유동), Wind Tunnel(풍동)

ABSTRACT

Design and development of a propeller fan for a cooling tower have been accomplished by both numerical prediction of performance and experimental validation with a wind tunnel. Main interest lies on blade geometry of a fan for optimal design of aerodynamic performance. A commercial program, Fine/Turbo used for the present numerical estimation, gives us engineering information such as flow details near the blades and flow rate of the system. The numerical results are compared with precise experimental output and show good agreement in comparison between the two data. Also new proposed model of a blade shows improved performance relative to present running model in market.

1. 서 론

최근에 들어서 팬에 관한 연구는 매우 실용적으로 이루어지고 있다.^{(1)~(4)} 많은 송풍량을 필요로 하는 축류팬 역시 많은 발전과 수요를 감당하고 있으나, 대형 공조용 축류팬의 경우에는 소음과 성능이 서로 영향을 끼치는 두 가지 측면 때문에 그 개선이나 개량에 괄목할 만한 진전을 보이지 못하고 있다.⁽²⁾ 본 연구의 대상은 송풍용으로 널리 사용되는 프로펠러형 축류팬이다.

본 연구의 대상은 Fig. 1에서 나타내었듯이 평판형 날개를 가진 축류팬이다. 대형 공조용 팬으로 많이 쓰이고 있는 프로펠러형 팬의 경우 평판 형태의 날개 면에 특성상 필요 유량을 생성시키기 위해서는 곡률을

가지고 있을 수밖에 없는데 이 경우 날개의 면을 따라 이동하는 유동의 흐름 중 날개의 곡률과 압력 구배(gradient)에 의하여 유동의 흐름이 역류하는 이상(異狀) 유동이 발생하는 경우가 있다.⁽⁵⁾ 축류팬의 유동장에서 간혹 발견되는 역류 유동들은 팬 전체의 성능의 저하 즉, 유량의 저하뿐만 아니라 최근 들어 팬의 성능과 함께 설계에서 중요시 여겨지는 소음과도 밀접한 관계가 있다.^{(3)~(5)} 역류 즉, 이상 유동의 발생은 소음 증가의 원인이 된다는 것이다. 또한 이러한 이상 유동은 팬 면에 근접하여 발생함으로 실험으로의 측정은 용이하지 못하다. 이에 본 연구에서는 유동의 가시화를 이용하여 축류팬의 날개 위의 유동을 적합성 여부를 확인하였으며 영상 유속계를 사용하여 팬에 의해 유발되는 평균 유동장을 획득하였다. 이러한 결과를 바탕으로 유동의 개선을 위한 제안을 수치적으로 확인한 후 개선 모델을 제시하였다. 또한 개선의 정도를 실험적으로 확인하여 개선의 정도를 비교하였다.

* 선문대학교 기계 및 제어공학부

** (주) 센추리 기술연구소

E-mail : jwk@email.sunmoon.ac.kr

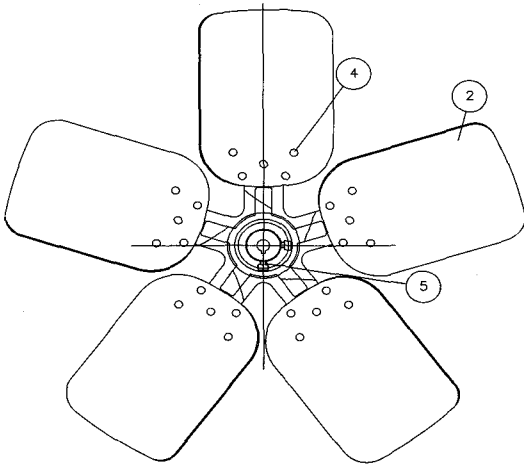


Fig. 1 Drawing of real fan

구체적으로 팬의 직경은 762 mm, 날개의 길이는 300 mm, 익현의 길이는 170 mm, 그리고 날개의 두께는 3 mm인 곡률을 가진 평판형 프로펠러 팬이다. 특히, 여기서는 날개의 곡률은 152 mm로 설계되었는데 이에 대한 적정성의 여부는 본문에서 논하고자 한다.

2. 수치 해석 및 실험 방법

본 연구에서는 실험으로 측정하기 힘든 이상 유동(구체적으로는 날개 면 위에서의 역류 흐름)을 전산 해석하고 유량과 소음측면에서의 성능 향상을 위한 팬 모델의 개발에 목적이 있다.

Fig. 2는 실제 제품에 팬이 장착되어진 모습이다. 두 개의 팬이 한 조립체로 설치되어지며 구조물에 슈라우드가 결합되어 있는 형태이다. 이 프로펠러 팬은 평판형으로 제작된 5개의 날개가 부착된 것으로 그 하부에 열 교환기를 마주하고 있으며 궁극적으로는 그 열 교환기에 일정량의 송풍을 위한 것이다.

본 연구의 전산 해석에 사용된 프로그램은 인공 위성의 발사체 분야에서 사용하기 위해 개발된 상용 프로그램이다. Fine/Turbo라는 이 상용 프로그램은 벨기에의 NUMECA사의 제품으로 이미 현대 중공업과 원자력 연구 소등의 국내 여타 기관에서 사용되어 그 정도 및 성능이 인정된 제품이다. 프로그램의 해석 부위는 EURANUS를 이용하며 이 프로그램은 아폴로 프로젝트를 위하여 Charles Hirsch 교수가 개발하여 유체 기계 분야에 적용되기 위해 일부 수정된 것이다.

본 연구에서는 기본 격자계로 HHH 격자계를 이용하

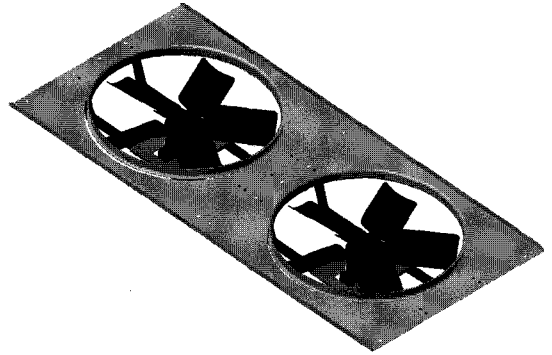


Fig. 2 3D design of real fan model with shroud

였으나 다중 격자계의 병행 이용으로 보다 정확한 격자계의 구성을 시도하였다.^{(6),(7)} 팬의 크기를 고려하여 격자의 개수는 35~40개로 설정하였는데 이 격자의 수는 계산이 수행된 전산기의 최대 메모리를 모두 사용한 경우이며 격자의 수에 따른 해의 정도를 비교하여 결정되었다. 격자 사이 간격의 최소 단위결정은 다음의 식 (1)을 따랐다.

$$Y = 6 \left(\frac{V_{ref}}{\nu_{ref}} \right)^{-\frac{7}{8}} \left(\frac{L_{ref}}{2} \right)^{-\frac{1}{8}} y^+ \quad (1)$$

위의 식 (1)에서 V_{ref} 는 팬의 선단(tip)에서의 속도로 실제의 크기는 45.74 m/s이며, ν_{ref} 는 작동 유체의 동점성 계수로 상온의 공기의 값을 선택하였다. 또한 L_{ref} 은 팬의 대표 길이로 본 논문에서는 익현 길이(Chord length)를 선택하였고, y^+ 는 난류 경계층의 무차원 거리로 통상 사용되는 정의인 $u_r y / \nu$ 를 사용하였다. 이러한 계산에 의하여 얻어진 Y값은 격자의 최소단위를 결정하는 것은 물론, 격자계의 구성에도 많은 영향을 주며 수치 해석 결과에도 영향을 미쳐 잘못된 결과가 산출되거나 오차가 많은 계산 결과를 보여 줄 수도 있다. 구체적으로 본 연구에서의 Y의 값은 9.073×10^{-3} mm인데 이는 경계층 내부에 최소한 30만개의 격자를 배치시킬 수 있음을 의미한다. 실제로 본 연구의 예비 계산에서는 Y에 따른 와류의 발견 유무를 사용하여 최적의 Y를 선정하였으며 부정확한 Y값의 선택 시 유동의 가시화에서 얻어진 와류의 존재 (Fig. 7참조)가 수치 계산에서는 확인되지 않았다.

계산 조건에서 입력 조건은 초기 정압을 100 kPa로 설정하고 출력 유량을 계산하도록 하였으며, 작동 유체는 완전 기체로 온도는 300 K, 동점성 계수는 $1.57 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{sec}$

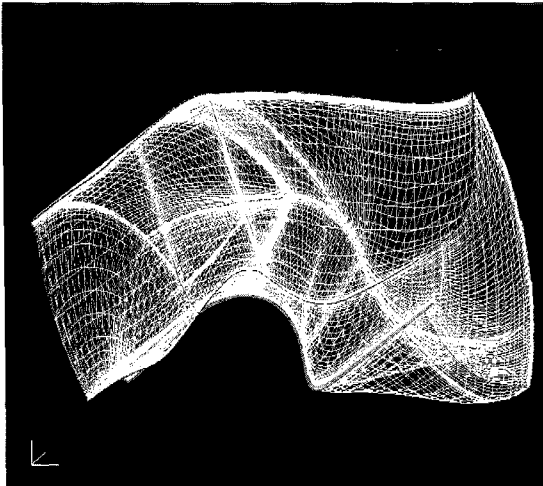


Fig. 3 Grid system with a blade in problem domain

로 설정하였다. 이는 구체적으로 상운의 공기에 대한 물성치를 적용함으로써 수치 계산의 현실성을 강조한 결과이다. 수치 적분은 지배방정식인 Navier-Stokes 방정식에 난류 모델인 Baldwin-Lomax⁽⁹⁾을 사용하여 수행하였다. 여러 난류 모델 중에서 가장 널리 쓰이는 k-ε이나 또는 그 유사 모델의 적용은 비교적 격자의 수가 제한적인 경우 사용되어 비교적 정도 있는 결과를 제시하나 본 연구에서 사용된 난류 모델은 격자수가 본 연구의 경우처럼 비교적 많은 경우에 사용되어 정도 있는 해를 제시하는 것으로 보고되었다.⁽⁹⁾ 반복 계산시 각 단계별 오차 범위는 6.0×10^{-4} 로 정하여 단계별 오차를 최소화하는데 주력하였다. 계산 범위의 영역은 크게 입구 영역, 날개 주변의 영역, 출구 영역으로 나누어지며 입구와 출구 영역의 상류 및 하류의 크기는 각각 125mm로 정하였다. 이는 팬 날개의 설치시 축 방향 길이의 2배 이상 되는 크기로 자유 유동장의 필요 조건을 충분히 만족시키는 선택이었다. Fig. 3은 그와 같이 구성된 3차원 격자계의 대표적인 모습을 나타낸다.

다음의 식 (2)는 수치 해석에 사용된 지배 방정식으로 3차원 직교 좌표계 (x,y,z)에서 속도 (u,v,w)를 갖는 유동장에 대한 연속 방정식과 3방향 운동량 방정식을 나타내고 있다. 이 방정식에서 α, ρ, τ는 각각 수치 계산의 수렴성 계수, 유체의 밀도, 레이놀즈 (Reynolds) 응력을 나타낸다. 본 연구에서 α는 -1로 선정되어 사용하였다. 아울러 p와 t는 압력과 시간을 표시한다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} &= 0 \\ \frac{\alpha u \partial p}{\beta^2 \partial t} + \rho \frac{du}{dt} + \frac{\partial p}{\partial x} &= \frac{\partial \bar{\tau}_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{\tau}_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{\tau}_{zx}}{\partial z} m^2 \\ \frac{\alpha v \partial p}{\beta^2 \partial t} + \rho \frac{dv}{dt} + \frac{\partial p}{\partial y} &= \frac{\partial \bar{\tau}_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{\tau}_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{\tau}_{zy}}{\partial z} - \rho g \\ \frac{\alpha w \partial p}{\beta^2 \partial t} + \rho \frac{dw}{dt} + \frac{\partial p}{\partial z} &= \frac{\partial \bar{\tau}_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{\tau}_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{\tau}_{zz}}{\partial z} \quad (2) \end{aligned}$$

상기의 식 (2)를 수치적으로 적분하기 위해서 사용된 초기 조건과 경계 조건은 다음의 식 (3)으로 표시된다.

$$\begin{aligned} u = v = w &= 0.0 \quad t \leq 0.0 \text{ 일 때} \\ u &= (R' \cdot \omega) \cos \theta \\ v &= (R' \cdot \omega) \sin \theta \\ w &= 0.0 \\ 0 \leq |x^2 + y^2| &\leq R' \text{ 일 때} \\ z &= 0.0 \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 R'은 팬의 회전 반경이며 ω는 회전 각속도, t는 시간이며 z는 축 방향 좌표이다. 따라서 z=0.0은 계산 영역의 입구이다. 팬의 출구에서는 압력 조건을 부가하여 압력을 대기압과 같게 하였다. 이 경우 팬의 후류의 영향이 팬 주변의 유동에 독립적이기 위해 계산 영역을 날개 길이의 5배 이상 크게 고려했다.⁽⁹⁾

팬의 날개 설치는 그 설치각(Pitch angle)으로 되는데 본 연구의 대상인 팬의 경우 그 설치각은 33°이며, 팬의 직경 대비 익근(Hub)의 직경 비는 1.85이다. 시판 중인 제품의 모델은 설치각이 22°, 27°와 33°로 세 가지 모델이었으나 사전에 실시한 성능 평가에서 그 설치각이 33°인 경우의 팬에서 가장 우수한 성능을 얻을 수 있었다. 여기서 말하는 성능은 유량, 소음, 효율 등을 고려한 성능이다. 그러한 이유로 이번 전산 해석에서는 설치각을 33°로 고정하여 선택하였다. 작동 환경에서 모터의 성능은 1.12kW, 380V의 3상이며 정속 회전수는 1120rpm이다.

본 실험에서는 팬의 유체 역학적 성능 파악을 위해 팬 성능 측정용 풍동을 준비하였으며 이 경우 유량의 측정은 풍동 내부에 설치된 오리피스를 이용한 방법과 관로 내 피토 튜브를 이용한 방법을 각기 독립적으로 활용하였다. 부가적으로 실제 제품에 장착했을 때와 유사한 환경을 실내 조건을 조성하여 소음을 측정하였다.



Fig. 4 Wind tunnel for evaluation of fan performance

Fig. 4는 팬 성능 시험용 풍동의 전체적인 모습을 나타낸다. 사진에서 알 수 있듯이 풍동은 유입구 쪽에 유동 유입구가 부착된 슈라우드 부착 구조물과 팬, 그리고 팬 구동용 모터를 설치하고 팬의 회전에 의한 유량과 정압을 측정한다. 이때, 유량은 하류에 설치된 피토판과 오리피스를 사용하여 측정되며 그 두 물리량의 비교에서 오리피스 보정 계수를 산정하여 연속적인 실험이 가능하도록 구성되었다. 또한 풍동의 다른 끝에는 모터 구동 탬퍼를 설치하여 유량을 조절하면서 순시적으로 변화하는 정압의 양을 측정할 수 있게 준비하였다. 측정되는 물리량은 모두 최대 5V 내지 10V의 전기적 신호로 검출되는데 이것은 모두 컴퓨터에 장착된 A/D 변환기에 의해 컴퓨터에 저장된 후 가공 또는 활용되었다.

풍동 내에 설치된 오리피스를 활용하여 순수 유량을 측정하는 방법은 일반적인 유체역학 도서에 잘 설명되어 있으며 성능 중 유량의 특성을 파악하기 위한 실험은 KS6411 규격에 의해 제작된 풍동을 사용하였다.⁽¹⁰⁾ 전산 해석 시에는 전산 해석의 정확성을 검증하는 한 방법으로 실험과 전산 해석과의 유량 비교로 1차적인 정확도를 확인하였다.

유동장의 분석과 확인은 전산 해석이외에도 입자영상 유속계(Particle Image Velocimetry)를 이용하여 시도되었다. 구체적으로 PIV를 이용한 유동가시화실험은 제품에 적용된 상태에서 실험하였다. 관심 영역은 팬 주변으로 연구대상인 팬 주변의 유동 특성을 알아보고자 하였다. 사용된 장비는 Tsi사의 제품으로서 광원은 ND-YAG사의 dual-pulse 레이저로서 출력이 50mJ이고 그 발광 주기의 주파수는 최소 15 Hz까지 조정되는

것이며 영상 획득 장비는 1K×1K의 해상도를 갖는 디지털카메라를 사용하였다. 추적 알고리즘은 FFT(Fast Fourier Transform)기법과 상관법(Cross correlation)을 병행하여 사용하였고, 유동을 추적하는 입자로는 올리브기름을 연소시킨 연무를 사용하였다. 그 자세한 내용은 최근에 발표된 참고 문헌에 자세히 소개되어 있다.⁽¹¹⁾

3. 결과 및 고찰

연구 대상인 팬의 유동 가시화 실험의 결과로부터 프로펠러 팬의 이상 유동인 역류 발생이 예측되었다. 특히 그 이상 유동의 원인이 팬의 날개 단면이 축 방향으로 갖는 곡률에 의해 지배적으로 결정됨을 알 수 있었다. 본 연구는 구체적으로는 팬의 성능을 개선하기 위한 것으로 그 성능의 저하 요인의 규명을 위해 유동의 가시화가 우선적으로 시도되었다.

Fig. 5는 날개 위의 곡률에 의한 역류 발생에 관한 대표적인 결과를 보이는 데 그림의 속도벡터 선도에서 알 수 있듯이 실선의 날개 면 위에서 역류하는 유동 현상이 관찰되고 있다. 본 논문에서는 정량적 가시화 수단으로 이용되는 입자 유속 측정 장치에 의한 유속의 확인은 팬의 성능 개선의 시도에 관한 시발점이 되었다. Fig. 5의 결과를 통해 팬 성능의 저하 요인이 주로 날개 면 위에서의 역류에 크게 의존한다고 판단할 수 있었다. Fig. 5의 그림에서 팬의 날개는 좌측의 아래에서 우측의 상부 쪽으로 갈수록 날개의 전연에서 후연으로 유동 방향이 정해지는 데 그림에서 알 수 있듯이 일부 역류 유동이 날개의 표면 근처에서 발견되고 있다. 날개의 표면 근처에서의 이와 같은 역류를 배제하는 설계가 본 연구의 주요 목적이다. 이를 위해

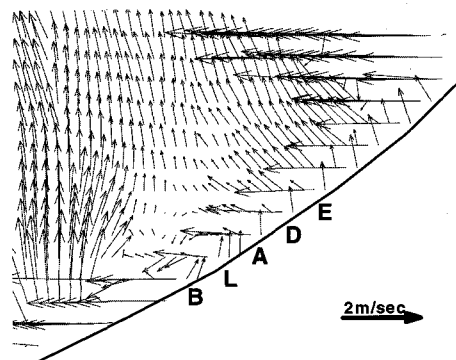


Fig. 5 Plots of velocity vectors on blade surface

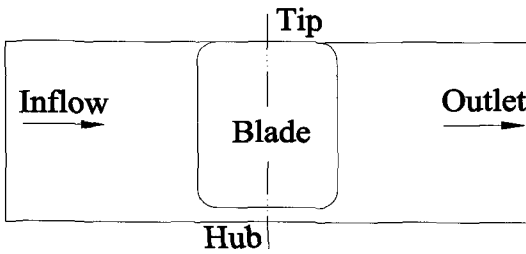


Fig. 6 Computational domain for blade

역류 배제를 위한 핵의 곡률 개선이 우선적으로 시도되었고 생산자가 부담 없이 채택할 수 있는 끝 틈새 (tip clearance)의 변화, 그리고 날개 개수의 변경 등을 시도하였다.

우선 개선된 날개의 조건을 찾기 위해 전산 해석이 사용되었다. 전산 해석의 적극적인 적용을 위해서는 그 정도를 평가하는 절차가 필요했다. 이를 위해 PIV에 의한 유동장의 역류 현상이 전산 해석에서도 발견되는지를 확인하는 것이다. 전산 해석을 위한 유동장의 영역은 Fig. 6과 같이 정의하여 격자계를 구성하였다.

유동장은 날개와 입구, 출구 그리고 허브와 팁의 영역이 모두 포함되며 입구 및 출구 영역은 날개의 폭에 비해 2배 더 넓게 고려하였다. 전산 해석이 고려된 경계 조건으로는 입구와 출구에서의 유량과 압력 조건 그리고 날개의 영역에는 회전 조건을 부여하였다. 압력에 관한 유동 조건은 해석 대상의 실제 작동 조건을 고려하였다.

Fig. 7은 임의의 날개 하나에 대해 날개를 통과하는 유동의 모습을 속도 벡터로 표시한 그림이다. 전체적인 유동은 그림의 오른쪽에서 왼쪽으로 흐르고 있음이 확인된다. 그러나, 이 그림에서 보이는 것과 같이 핵의 날개 표면에 근접한 부분에서 이상 유동 즉 역류하는 속도 벡터들을 발견할 수 있다. 이러한 역류 현상은 핵의 날개 표면 전체에 걸쳐서 발생하고 있으며 특히 후연 부분에서는 그 현상이 더욱 심화되어 박리 현상까지도 관찰된다. 그러나 이 박리 흐름은 토출 부분에 이르러서는 정상적인 흐름으로 변화하여 핵의 날개를 지나게 된다. 이 전산 해석의 결과는 앞서 소개한 PIV를 이용한 유동의 가시화 결과와 매우 잘 일치하고 있다. 이를 바탕으로 본 연구에서의 주요 도구로 등장할 전산 해석의 결과는 매우 신뢰성 있는 자료로 활용될 수 있으리라 판단된다.

주요 전산 해석의 결과를 활용하여 유동장의 체계적 분석이 시도되었다. 그 중 Fig. 8은 핵의 날개를 전연, 중간, 후연으로 구분하여 날개의 반지름 방향으로의

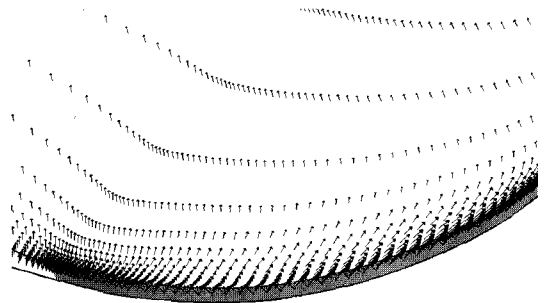


Fig. 7 Plots of velocity vectors passing through a blade

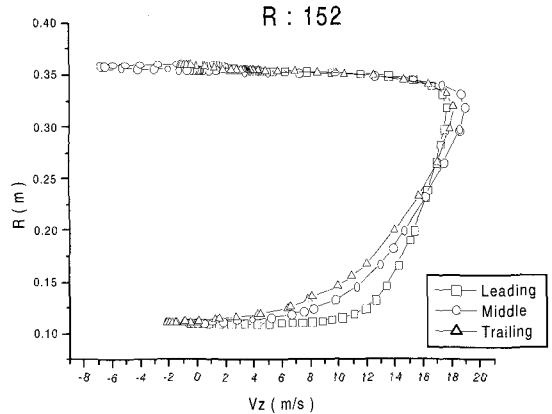


Fig. 8 Radial variation of velocity at different spanwise points

길이 변화에 따른 속도의 분포를 확인하였다. 이 결과는 핵 표면에서 발생하는 역류 현상을 속도의 크기 비교에서 확인할 수 있었다. Fig. 8은 그 각각의 위치에서의 속도 분포를 보인다. 그 전연에서는 날개 끝단 방향서 -1m/s 의 역류가 나타나고 있다. 중간에서는 상당한 속도의 역류가 역시 날개 끝단에서 나타나고 있음을 알 수 있으며 익근 근처에서도 저속의 역류가 발생하고 있음을 알 수 있다. 후연에서는 익근 근처에서는 -2.5m/s 의 역류가 발생하고, 날개 끝단에서는 -1m/s 의 역류가 발생하고 있다. 앞에서 본 속도들의 흐름에서 보인 것과 마찬가지로 날개 표면 전체에 걸쳐서 나타나고 있으며, 후연에서는 박리 현상이 일어나면서 작은 크기의 역류가 일어나는 반면에 중앙 부위에서는 이러한 역류가 익근과 익의 선단 모두에서 발생하고 있다. 이로서 PIV 실험에서 측정할 수 없고 존재 할 것으로만 가정했던 이상 유동의 증거를 확인 할 수 있었다. 그러나, 이러한 결과가 핵의 곡률에 의한 현상인가를 증명하기 위하여 또한, 보다 개선된 결과를 얻기 위하여 즉, 곡률에 의한 이상 유동 현상을 줄이기 위하여 곡률의 변형을

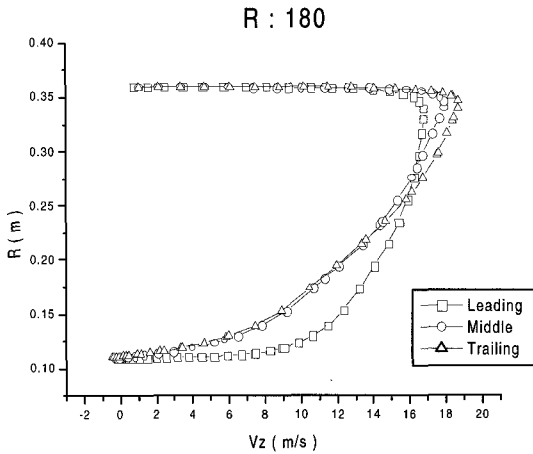


Fig. 9 Radial variation of velocity at large radius of curvature for blade

시도하였는데 기존의 각도에서 공기의 유입각이 다소 완만해진 큰 곡률로 R=180mm로 선정하여 새로운 모델을 전산 해석하여 보았다.

결과의 독립성을 위하여 곡률을 180mm로 개선한 것 이외의 조건들은 기존의 152mm와 동일하게 선정하였다. 큰 곡률의 휨(R 180mm)의 날개에서는 예상한 것과 마찬가지로 역류 현상이 줄어들 것을 볼 수 있었으나 그 개선의 정도가 미미하여 새롭게 제안된 모델을 대상으로 수치 계산을 진행하였다. 구체적으로 이 모델의 결과는 휨의 날개면 곡률을 증대시켜 역류를 저감시켰으나 날개의 앞면과 뒷면에서의 압력차를 유발시키지 못해 원하는 유량을 얻을 수 없었다. 이상 유동의 현상은 기존의 곡률 152mm에서 보다 현저히 감소한 것을 알 수 있으나 유량의 측면에서 곡률의 변화로 감소되는 결과를 Fig. 9에서와 같이 얻었다. 이 개선 모델에서는 익근 근처에서 발달되어진 이상 유동이 날개 끝단으로 진행하면서 감소하는 것이 결과적으로 나타났다. 큰 곡률을 가지는 개선 모델의 속도의 분포에서 전연, 중앙, 후연 모두에서 익근 근처에서 -0.8m/s의 역류 현상만이 나타나고 있다. 이러한 결과를 바탕으로 날개의 곡률의 변화에 이상 유동이 영향을 받는다는 것으로 잠정적인 결론을 내린 후 보다 개선된 결과를 도출하기 위하여 총체적인 형상 변형을 시도하였다.

이러한 시도를 실시한 이유는 성능 면에서 영향을 주는 유량의 증가가 전산 해석의 결과 요구되었기 때문이다.

새로이 제안된 2차 개선 모델의 날개의 제원은 유량을 고려하여 길이를 2mm 증가하였다. 이는 끝 틈

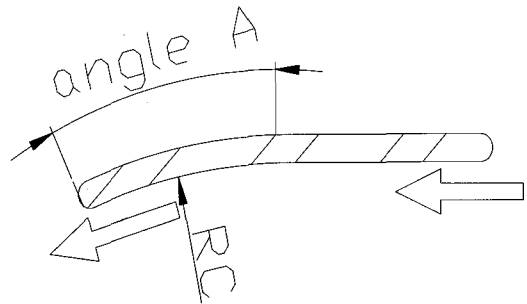


Fig. 10 Geometry of new designed blade

새를 기존의 5mm에서 3mm로 줄이는 결과가 되며 이를 통하여 성능 향상을 시도하였다. 곡률은 기존과 같이 152mm로 하였으나 형상의 변형으로 바람직한 결과를 기대하고자 하였다. 날개는 직선부위와 곡률을 가진 만곡 부위로 나뉘는데 직선 부위의 길이는 85mm, 곡률부의 길이는 57mm로 하여 총 익현의 길이는 170mm에서 142mm로 감소하였다. 길이의 감소로 유량의 감소가 예상되어 날개의 개수를 5개에서 6개로 증가시켰다.

Fig. 10은 그 개선된 날개의 기하학적 형상을 보이는데 그림에서 알 수 있듯이 날개는 전연부의 직선부위는 공기의 유입을 그리고 후연부의 만곡된 형상은 공기를 축 방향으로 안내하는 역할을 하고 있다. 그림에서의 반경 RC는 날개의 만곡부에서의 곡률로 그 크기는 기존의 것과 같은 152mm를 유지하였으며 각도(Angle A)는 40도를 유지하여 설계하였다. 이러한 기하학적 자료는 제작사의 생산성과 원가 절감의 측면에서 고려되었다. 날개 표면 전체의 유동의 흐름에서 이상 유동이 나타나지 않았고, 날개 표면 위에서의 유도각 역시 감소하여 원만한 흐름을 Fig. 11에서 보여 준다. 속도 분포에서는 측정부위 세 곳 모두의 날개 끝단에서 최소 -1m/s 최고 -4m/s의 역류 유동이 발생하였다. 또한 Fig. 11에서 알 수 있듯이 속도 분포의 형태도 날개의 전연, 중앙, 후연에 상관없이 비교적 일정한 형태를 유지하고 있어 효율의 측면에서도 유리하다고 판단된다.

날개의 선단 부분에서 발생하는 이상 유동은 슈라우드와의 상호 간섭으로 그 현상이 성능에 미치는 영향은 무시할 수 있을 것으로 예측된다. Fig. 12은 기존 제품의 유량(□로 표시)과 새로이 개발된 모델의 유량(○)을 비교한 것이다. 유량의 측정은 풍동을 이용하였으며 그림에서는 유량 측정 곡선을 보이고 있다. 본 연구의 측류관은 저양정 고유량의 목적을 갖는 팬이

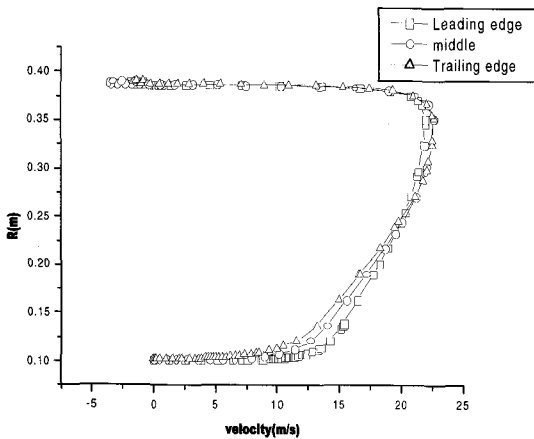


Fig. 11 Same as Fig. 9 except for improved blade

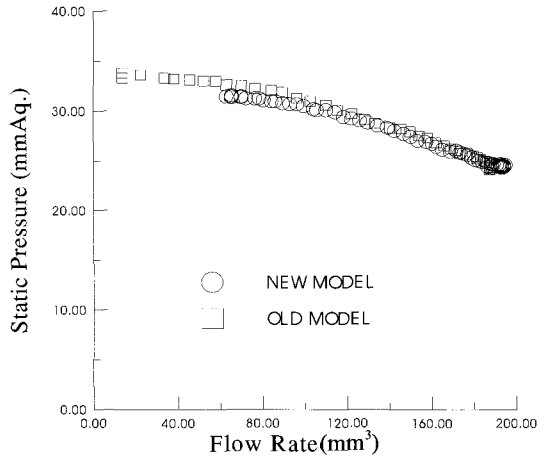


Fig. 12 Compared with old model and new model

로 실제 장착 조건에서 요구되는 정압차는 수두 기준
으로 5mmH₂O이하일 것이다. 실제 풍동의 실험에서도
그 유량이 동일 정압 기준에서 측정되어야 하나 풍동
의 운전 범위를 고려하여 정압의 변화는 23mmH₂O에
서 40mmH₂O의 범위에서 이루어졌다. 그러므로 정압
기준 5mmH₂O에서의 유량은 측정 유량 자료의 외삽
법에 의한 간접적으로 확인되었다. 그 정압 기준에 개
발된 모델의 유량(○)을 비교한 것이다. 유량의 측정은
풍동을 이용하였으며 그림에서는 유량 측정 곡선을 보
이고 있다. 본 연구의 축류웬은 저장정 고유량의 목적
을 갖는 웬이므로 실제 장착 조건에서 요구되는 정압
차는 수두 기준으로 5mmH₂O이하일 것이다. 실제 풍
동의 실험에서도 그 유량이 동일 정압 기준에서 측정
되어야 하나 풍동의 운전 범위를 고려하여 정압의 변
화는 23mmH₂O에서 40mmH₂O의 범위에서 이루어졌
다. 그러므로 정압 기준 5mmH₂O에서의 유량은 측정
유량 자료의 외삽법에 의한 간접적으로 확인되었다.
그 정압 기준에서의 유량은 450 CMM(cubic meter per
minute)으로 기존 제품보다는 증가된 것으로 측정되었
으며 동일 모델의 전산 모사에서도 역시 490 CMM으
로 유량이 기존 제품(유량 범위는 360~370 CMM)에
비해 증가된 것이 확인되었다.

웬의 성능에 영향을 미치는 요인은 앞서의 유량뿐
만 아니라 효율과 소비 전력이 고려된다. 유량과 토출
압력의 경우 Fig. 12에서 그 개선 전과 후의 비교가
설명되었으며 효율의 경우 전효율(η_T , total efficiency)
을 다음의 식 (4)와 같이 정의하여 개선의 정도를 가
늡하였다.

$$\eta_T = \frac{P_T Q}{L} \quad (4)$$

이 식에서 P_T , Q , L 은 각각 전압력, 유량, 그리고
소비 동력을 표시한다. 이 관계식을 사용하여 기존
의 웬에 대한 전효율을 설계 유량점에서 평가하면
0.685이었으며 개선 모델은 설계 유량점에서 0.752이
었다. 이에 따라 효율 역시 약 10%의 증가가 확인
되었다.

반면에 전산 해석과 실험의 유량 자료는 차이를
보이고 있다. 그 상대 오차는 약 8%정도이며 그 이
유는 풍동 실험에서 사용된 모델이 양산 제품이 아닌
수 작업에서 진행되어 표면 거칠기가 다소 크며 무
게 역시 양산품에 비해 1kg정도 더 무겁기 때문이
라고 판단된다.

본 연구의 대상인 프로펠러형 축류웬은 그 설치 환
경이 실외이고 실제 소비자들이 느끼는 소음의 정도를
판단하기를 원하였으므로 실제 설치 조건과 유사한 압
소음 환경 조건(45 dB(A))에서 소음의 개선 여부를 확
인하였다. 그 결과 개선에 따라 약 3~4 dB(A)의 소음
저감 효과가 확인되었으며 그 원인은 웬의 곡률 개선
과 함께 웬의 여러 구조 부위를 개선한 효과로 확인되
었다. Fig. 13은 소음의 측정의 결과를 dB(A)의 단위로
나타낸다. 소음은 웬으로부터 1m떨어진 거리에서 45도
간격으로 8군데에서 측정되었다. 두 측정치 중 안쪽의
것이 기존 모델의 소음 정도이고 바깥쪽 것이 개선 모
델의 소음 정도이다. 그 결과의 소개와 토론은 별도의
논문에서 밝히고자 한다.

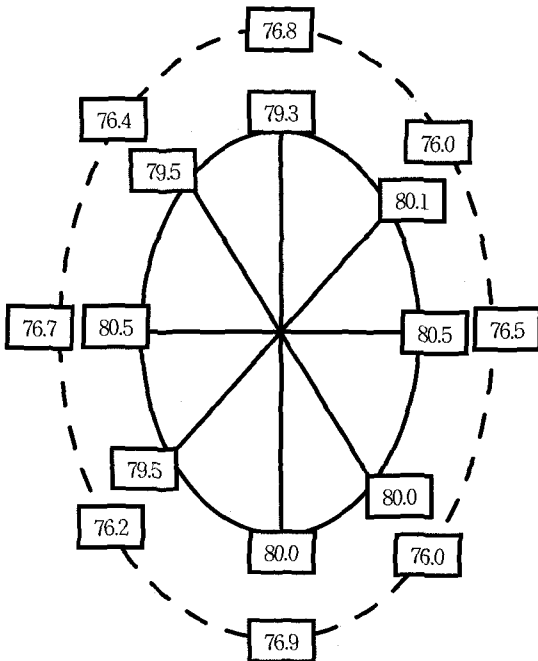


Fig. 13 Comparison of noise data for running model(inner side) and new design(outer one)

4. 결 론

이상의 전산 해석에서 얻어진 결과의 정도는 1차적으로 계산에서 유추된 유량의 값과 실험에서 얻어진 유량의 값의 비교로 이루어 졌다. 기존 제품의 경우, 실험에서 얻어진 유량은 360 CMM이고 계산에 의한 유량은 370 CMM으로 그 차이는 2.8%의 내외로 본 계산의 정도가 의미가 있음을 나타내고 있다.

개선된 팬의 실험 유량은 450 CMM이고 전산 해석에 의한 유량은 490 CMM이었다. 실험의 결과로 수치 해석의 결과에 대한 신뢰도를 인정할 수 있었다. 이 연구 결과를 바탕으로 프로펠러형 팬의 날개 표면에서 발생하는 역류 현상 즉, 이상 유동은 곡률 형상에서 유발되는 속도 구배에 의해 발생된다는 사실과 그 유동이 유량의 저하와 더불어 바람직하지 못하다라는 결론을 얻을 수 있었다. 이상 유동으로 발생하는 유동 소음은 팬의 곡률 변화로 소극적으로 제어 할 수 있고, 곡률의 변화뿐만이 아닌 형상의 변화로 이상 유동의 발생 감소와 유량을 증가시킬 수 있다. 최근의 경향에서 팬의 성능 중 소음의 감소가 중요시되는 것을 고려할 때 대형 공조용 팬으로 많이 사용되는 프로펠러형 팬의 곡률을 고려한 형상의 변화가 요구된다. 또한 이

러한 장치들은 팬을 비롯하여 슈라우드, Case, 안전망 등의 주변 장치들과의 조합으로 작동되어짐으로 복합적인 설계로 보다 효율적인 성능을 발휘할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 선문대학교 공조기술연구센터의 지원에 의해 수행되었음을 밝힙니다.

참고문헌

- (1) 김태현, 김진국, 이건우, 이재호, 2000, "저소음 패키지 에어컨 실내기 개발에 관한 연구," 공기 조화 냉동 공학회 하계학술 발표회 논문집, pp. 315~323.
- (2) Fukano, T. and Kodama, Y., 1977, "Noise Generated by Low Pressure Axial Flow Fans, I : Modelling of the Turbulent Noise," Journal of Sound and Vibration, Vol. 50, No. 1, pp. 63~74.
- (3) Simonich, J. C., 1995, "Flow visualization of a prop-fan leading-edge vortex," Noise Control Engineering Journal, Vol. 43, No. 4, pp. 117~127.
- (4) Metzger, F. R. and Brown P. C., 1992, "Results of Acoustic Tests of a Prop-Fan Model," 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, pp. 1~15.
- (5) 김재원, 2000, "설치각의 영향을 고려한 프로펠러 팬의 성능 평가 연구," 제1회 한국 유체공학 학술대회 논문집, pp. 631~636.
- (6) 이상욱, 권장혁, 권오준, 2000, "선형 격자 형성 방정식을 이용한 격자 형성에 관한 연구," 한국전산유체 공학회 춘계 학술 대회 논문집, pp. 99~106.
- (7) Numerical Mechanics Application, 2000, Fine/Turbo user manual, Brussel, Belgium.
- (8) Tuncer, C. and Peter, B., 1977, Momentum Transfer in Boundary Layers, Hemisphere P. C, London.
- (9) 김민환, 김종인, 박진석, 2001, "전산유체해석을 이용한 축류 펌프의 성능해석," 한국전산유체공학회지, Vol. 6, No. 1, pp. 14~20.
- (10) Fox, R. and McDonald A., 1994, Fundamental of Fluid Mechanics, John Wiley & Sons, Inc., Newyork.
- (11) 김재원, 정윤영, 2000, "축류팬의 성능 평가 및 주변 유동 특성," 설비공학논문집, Vol. 12, No. 11, pp. 972~981.