



## 프로펠러형 팬의 날개형상에 따른 전산 해석적 연구

Computational study on flows by propeller fans with different blades

○이정민<sup>1)</sup>, 김재원<sup>2)</sup>

J. M. Lee and J. W. Kim

Design and developments 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. The present methodology for numerical estimation is commercial program, Fine/Turbo, which gives us engineering information such as flow details near the blades and flow rate of it. The numerical results are compared with precise experimental output and show good agreement. Also new proposed model of a blade with the program show improved performance relative to present running model in market.

### 1. 서론

최근에 들어서 팬에 관한 연구는 매우 실용적으로 이루어지고 있다[1-2]. 많은 송풍량을 필요로 하는 축류팬 역시 많은 발전과 수요를 감당하고 있으나, 대형 공조용 축류팬의 경우에는 소음과 성능의 서로 영향을 끼치는 두 가지 측면 때문에 그 개선이나 개량에 괄목할 만한 진전을 보이지 못하고 있다[2]. 대형 공조용 팬으로 많이 쓰이고 있는 프로펠러형 팬의 경우 평판 형태의 날개면에 특성상 필요 유량을 생성시키기 위해서는 곡률을 가지고 있을 수밖에 없는데 이 경우 날개의 면을 따라 이동하는 유동의 흐름 중 날개의 곡률과 압력 구배에 의하여 역류하는 이상유동이 발생하는 경우가 있다[3].

1) 선문대학교 기계공학부 (336-840 충남 아산시 탕정면 100 Tel : 041-530-2337)

2) 선문대학교 기계공학부 (336-840 충남 아산시 탕정면 100 Tel : 041-543-2337)

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. 역류 즉, 이상유동의 발생은 소음 증가의 원인이 된다는 것이다. 또한 이러한 이상유동은 팬 면에 근접하여 발생함으로 실험으로의 측정이 용이하지 못하다.

본 연구에서는 실험으로 측정하기 힘든 이상 유동을 전산 해석하고 유량과 소음측면에서의 성능 향상을 위한 팬 Model의 개발에 목적이 있다.

## 2. 본문

### 2.1 수치해석 기법 및 경계조건

이번 전산 해석에 사용된 프로그램은 이미 개발되어진 상용 프로그램을 이용하였다. Fine/Turbo라는 상용 프로그램은 벨기에의 NUMECA사의 제품으로 이미 현대 중공업과 원자력 연구소등의 국내 여타 기관에서 사용되어 그 정도 및 성능이 인정된 제품이다.

상기 프로그램의 Solver는 EURANUS를 이용하며 이 프로그램은 아폴로 프로젝트를 위하여 Charles Hirsch교수가 개발한 Solver이다.

이번 연구에서는 기본적으로 HIH grid를 이용하였으나 Multi grid의 병행 이용으로 보다 정확한 Mesh의 구성을 시도하였다[4-5].

팬의 크기를 고려하여 mesh의 개수는 35~40만개로 설정하였고 격자 사이 간격의 최소 단위결정은 다음의 식(1)을 따랐다.

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

위의 방정식(1)에서 V는 팬 Tip속도로 실제의 크기는 45.74 m/s이며,  $\nu$ 는 작동 유체의 동 점성계수로 상온의 공기의 값을 선택하였다. 또한 L는 팬의 대표 길이로 본 논문에서는 Chord length를 선택하였고,  $y^+$ 는 난류 경계층의 무차원 거리로 통상 사용되는 정의인  $u_r y / \nu$ 를 사용하였다.

계산 조건에서 입력 조건은 초기 정압을 100kPa로 설정하고 출력 유량을 계산

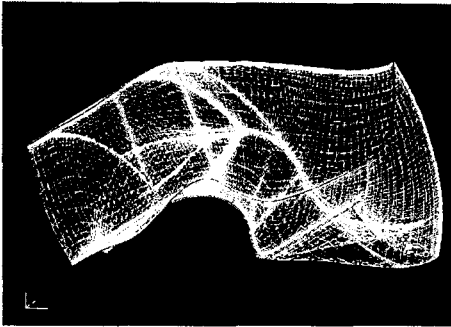


Fig. 1 Grid system with fan in problem domain

하도록 하였으며, 작동 유체는 완전 기체로 온도는 300K, 동점성 계수는  $1.57 \times 10^{-5} \text{m}^2/\text{sec}$ .로 설정하였다. 수치 적분은 지배방정식인 Navier-Stokes 방정식을 난류 모델 Baldwin-Lomax [6]을 사용하여 수행하였다. 반복 계산시 각 단계별 오차 범위는  $6.0 \times 10^{-4}$ 으로 정하여 단계별 오차를 최소화하는 데 주력하였다. 위의 Fig. 1은 그 격자계의 모습을 나타낸다.

### 2.2 원형 모델의 재원

이번 연구에 이용된 모델은 업체의 수탁 의뢰를 받은 프로펠러형 팬으로 Fig 2와 같다.

팬의 직경 762mm, 날개의 길이 300mm, Chord length 170mm, 날개의 곡률(R) 152mm, 날개의 두께(t) 3mm, Pitch angle은 33° 이며, Fan의 직경 대비 Hub의 직경 비는 1.85이다.

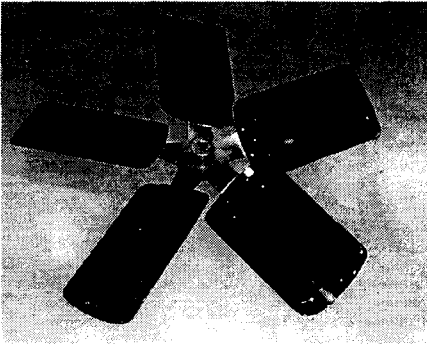


Fig. 2 Photograph of real fan model

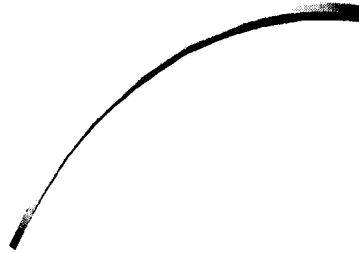


Fig. 3 Geometry of previous model

원형 모델은 Pitch angle이 22° 와 27° 33° 로 세 가지 모델이었으나 사전에 실시한 성능 평가에서

Pitch angle 33° 에서 가장 우수한 성능을 얻을 수 있었다. 여기서 말하는 성능은 유량, 소음, 효율 등을 고려한 성능이

다. 그러한 이유로 이번 전산 해석에서는 설치각 (Pitch angle)을 33° 로 고정하여 선택하였다. 작동 환경에서 모터의 성능은 1.12kW, 380V 3상이며 정속 회전수 1120RPM이고, 사전에 실험적으로 측정된 유량은 360CMM (cubic meter per second)이다.

전산 해석 시에는 전산 해석의 정확성을 검증하는 한 방법으로 실험과 전산 해석과의 유량 비교로 1차 적인 정확도를 확인하였다.

### 2.3 전산해석 결과

프로펠러 형 팬의 이상유동인 역류 발생이 곡률에 따라 변화가 있을 것으로 예상하게 된 것은 수탁 연구 의뢰를 받은 팬의 PIV실험에서 빛의 반사에 의해서 측정이 되지 않는 부분의 끝단에서 이상 유동의 흔적을 발견 할 수 있었고 이에 의문을 갖고 연구를 시작하게 되었다.

1차의 원형 모델의 전산 해석의 결과에서는 다음과 같은 결과가 나왔다.

이하의 모든 전산 해석의 조건은 앞에서 설명한 조건을 동일하게 적용하였다.

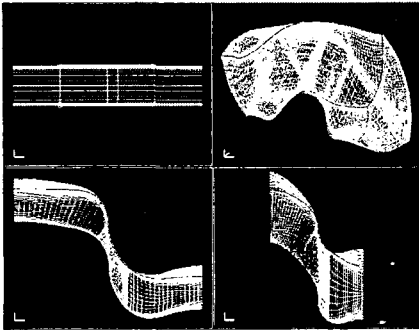


Fig. 5 Grid system for a fan model

Fig. 5는 Fine/Turbo 프로그램에서 지원하 는 Auto grid에서 형성한 mesh로써 그림의 왼쪽 상단부터 시계 방향으로 Spanwise 방향, 3차원 형성, hub side, shroud side의 mesh 구성을 보여주고 있다.

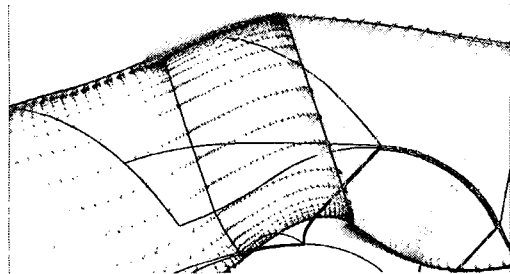


Fig. 6 Plots of velocity vectors passing through a blade with small radius of curvature

Fig 6.에서 보이는 것과 같이 팬의 날개 표면에 근접한 부분에서 이상유동 즉 역류하는 vector들을 발견할 수 있었다. 이러한 역류 현상은 팬의 날개 표면 전체에 걸쳐서 발생하고 있으며 후연 부분에서 박리현상이 일어나 토출 부분에서는 정상 적

인 유동이 발생하고 있다.



인 흐름으로 변화 할 수 있다.

이 결과는 팬 표면에서 발생하는 역류현상을 vector의 흐름으로 가시화 되어진 것이다.

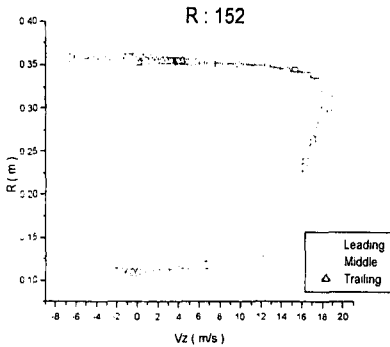


Fig. 7 Radial variation of velocity at different spanwise positions.

팬을 Chord length 방향으로 전연, 중간, 후연으로 구분하여 날개의 반지름 방향으로의 길이 변화에 따른 속도의 분포를 계산하여 보았다. Figs. 7은 그 각각의 위치에서의 속도 분포를 보인다. 그 전연 에서는 날개 끝단 방향에서 -1(m/s)의 역류가 나타나고 있다. 중간에서는 상당한 속도의 역류가 역시 날개 끝단에서 나타나고 있음을 알 수 있으며 Hub 근처에서도 저속의 역류가 발생하고 있다. 후연에서는 Hub 근처에서는 -2.5(m/s)의 역류가 발생하고, 날개 끝단에서는 -1(m/s)의 역류가 발생하고 있다. 앞에서 본 속도들의 흐름에서 보인 것과 마찬가지로 날개 표면전체에 걸쳐서 나타나고 있으며,

후연 에서는 박리현상이 일어나면서 적은 역류가 일어나는 반면에 중앙 부위에서는 이러한 역류가 익근과 익의 선단 모두에서 발생하고 있다.

개선된 결과를 얻기 위하여 즉, 곡률에 의한 이상유동현상을 줄이기 위하여 곡률의 변형을 시도하였는데 기존의 각도에서 유도각의 안정을 보이는 곡률

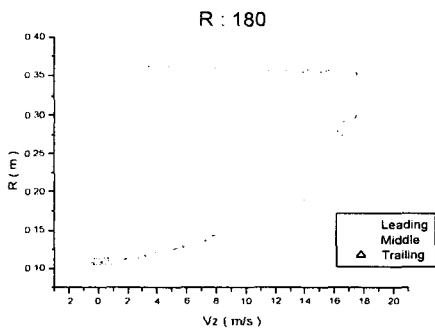


Fig. 8 Radial variation of velocity at large radius

(R)180mm로 선정하여 새로운 모델을 전산 해석하여 보았다. 결과의 독립성을 위하여 곡률을 180mm로 개선한 것 이외의 조건들은 기존의 152mm와 동일하게 선정하였다. 큰 곡률의팬(R 180mm)의 날개에서는 예상한 것과 마찬가지로 역류 현상이 줄어든 것을 볼 수 있었으나 그 개선의 정도가 미미하여 새롭게 제안된 모델을 대상으로 수치 계산을 진행하였다.

이 개선 모델에서는 hub 근처에서 발달되어진 이상 유동이 날개 끝단으로 진행하면

서 감소하는 것이 결과적으로 나타났다. 큰 곡률을 가지는 개선모델의 속도의 분포에서 전연, 중앙, 후연 모두에서 hub 근처에서  $-0.8(\text{m/s})$ 의 역류 현상만이 나타나고 있다. 이러한 결과를 바탕으로 날개의 곡률의 변화에 이상유동이 영향을 받는다는 것으로 잠정적인 결론을 내린 후 보다 개선된 결과를 도출하기 위하여 총체적인 형상 변형을 시도 하였다. 이러한 시도를 실시한 이유는 성능 면에서 영향을 주는 유량의 증가가 전산 해석의 결과 요구되었기 때문이다.

새로이 제안된 2차 개선 모델의 날개의 재원은 유량을 고려하여 길이를 2mm 증가하였다. 이는 선단 간격(Tip clearance)을 기존의 5mm에서 3mm로 줄이는 결과가 되며 이를 통하여 성능 향상을 시도하였다. 곡률은 기존과 같이 152mm로 하였으나 형상의 변형으로 바람직한 결과를 기대 하였다.



Fig. 9 Geometry of new designed blade

날개는 직선부위와 곡률을 가진 만곡 부위로 나뉘는데 직선 부위의 길이는 85mm, 곡률 부의 길이는 57mm로 하여 총 Chord length 길이는 170mm에서 142mm로 감소하였다. 길이의 감소로 유량의 감소가 예상되어 날개의 개수를 5개에서 6개로 증가 시켰다. Fig. 9는 그 개선된 날개의 기하학적 형상을 보이는데 그림에서 알 수 있듯이 날개는 전연부의 직선부위는 공기의 유입을 그리고 후연부의 만곡된 형상은 공기를 축방향으로 안내하는 역할을 하고 있다.

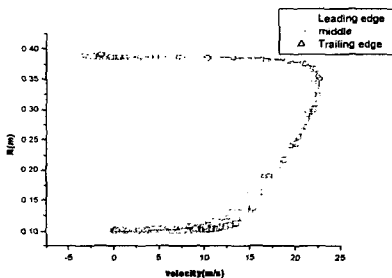


Fig. 10 Radial variation of velocity at different spanwise positions.

날개 표면 전체의 vector flow에서 이상 유동이 나타나지 않았고, 날개 표면 위에서의 유도각 역시 감소하여 원만한 흐름을 Fig. 11에서 보여 준다. 속도 분포에서는 측정 부위 세 곳 모두의 날개 끝단에서 최소  $-1(\text{m/s})$  최고  $-4(\text{m/s})$ 의 역류유동이 발생 하였다.

날개 표면 전체의 vector flow에서 이상 유동이 나타나지 않았고, 날개 표면 위에서의 유도각 역시 감소하여 원만한 흐름을 Fig. 11에서 보여 준다. 속도 분포에서는 측정 부위 세 곳 모두의 날개 끝단에서 최소  $-1(\text{m/s})$  최고  $-4(\text{m/s})$ 의 역류유동이 발생 하였다.



### 3. 결론

이상의 전산해석에서 얻어진 결과의 정도는 1차 적으로 계산에서 유추된 유량의 값과 실험에서 얻어진 유량의 값의 비교로 이루어 졌다.

기존의 실험에서 얻어진 유량은 360CMM이고 계산에 의한 유량은 370CMM으로 그 차이는 2.8%의 내외로 계산의 정도를 나타내고 있다. 개선된 팬의 실험유량은 450CMM 이고 전산 해석에 의한 유량은 490CMM이었다. 이 연구결과를 바탕으로 프로펠러형 팬의 날개 표면에서 발생하는 역류현상 즉, 이상유동은 곡률 형상에서 유발되는 속도 구배에 의해 발생된다는 사실과 그 유동이 유량의 저하로 더불어 바람직하지 못하다는 결론을 얻을 수 있었다. 이상유동으로 발생하는 유동 소음은 팬의 곡률 변화로 소극적으로 제어 할 수 있고, 곡률의 변화뿐만이 아닌 형상의 변화로 이상유동의 발생 감소와 유량을 증가시킬 수 있다. 최근의 경향에서 팬의 성능 중 소음의 감소가 중요 시 되는 것을 고려 할 때 대형 공조용 팬으로 많이 사용되는 프로펠러형 팬의 곡률을 고려한 형상의 변화가 요구된다.

차후의 연구에서는 이상유동이 발생하는 영역의 범위(날개 표면에서부터 이상유동이 소멸되는 곳까지의 높이)에 대한 연구가 필요 할 것이라고 생각된다.

### 참고문헌

- [1] 저소음 패키지 에어컨 실내기 개발에 관한 연구, 공기조화 냉동공학회 하계 학술 발표회 논문집(2000), p315.
- [2] 저소음 패키지 에어컨 실내외기 개발에 관한 연구, 대한 기계학회 논문집 제 20권 제 6호, p1913.
- [3] 설치각의 영향을 고려한 프로펠러 팬의 성능 평가 연구, 한국유체공학학술대회 논문집(2000), p631.
- [4] 선형 격자 형성 방정식을 이용한 격자 형성에 관한 연구, 한국전산유체공학회(2000), p99.
- [5] Fine/Turbo user manual
- [6] Tuncer, C & Peter, B. Momentum Transfer in Boundary Layers, Hemisphere P.C, London (1977)