

<논 문>

개방된 챔버 입구에서 작동하는 소형 프로펠러 팬 주위의 난류유동해석

오 건 제* · 강 신 형**

(1997년 3월 31일 접수)

Numerical Analysis of Turbulent Flow Around a Small Propeller Fan Operating at the Inlet of Open Chamber

Keon-Je, oh and Shin-Hyoung, Kang

Key Words : Propeller Fan(프로펠러 팬), Turbulent Flow Analysis(난류유동해석), Navier-Stokes 방정식, Performance Curve(성능곡선)

Abstract

Performance characteristics of a small propeller fan are numerically investigated solving the continuity and Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The Reynolds stresses for turbulent transport are modelled using a $k-\epsilon$ turbulence model. The present numerical procedure is constructed using the Finite Volume Method with the SIMPLE algorithm. The performance parameters obtained from the calculations are compared with the measured values for the various flow rates. A performance test of the fan shows different characteristics between a radial type at small flow rates and an axial type at large flow rates. Comparisons between the predictions and the measurements show that the predicted results are in good agreement with the measured values and reasonably reproduce the sharp variations of the power and head coefficient around a flow coefficient $\Phi=0.3$. These comparisons indicate that the present numerical method is capable of resolving the performance characteristics with reasonable accuracy. At low flow rates, it is found that the flow enters the fan in an axial direction and is discharged radially outward at the tip which happens in the centrifugal fan. The centrifugal effect makes a significant difference in the characteristics of a fan at the low and high values of flow coefficient.

1. 서 론

프로펠러 팬은 요구수두가 낮고 많은 유량이 필요한 냉각탑, 실내 공기순환 등의 목적으로 사용된다. 또한 냉장고의 냉기 순환용, 압축기 냉각용, 컴퓨터와 같은 전자장치의 냉각용 팬으로는 구조가

간단하고 수두가 작은 소형이 주로 사용되고 있다. 전자장치와 컴퓨터 등의 사용량 증가와 더불어 팬의 수요는 급격히 증가하고 있으며, 따라서 효율이 좋고 소음이 적은 모델 개발의 필요성은 매우 크다고 볼 수 있다. 현재 컴퓨터와 같은 전자장치에 들어가는 소형 팬의 설계와 개발은 주로 실험과 경험에 의존하고 있고 유동해석을 실제에 이용하는 예는 극히 드물며 설계와 성능에 대한 자료 또한 체계적으로 축적되어 있지 못한 실정이다.

*회원, 경남대학교 기계공학과

**회원, 서울대학교 기계공학과

프로펠러 팬의 성능은 팬을 통과하는 유량, 팬 동력, 수두차 등의 관계로 결정되며 팬 주위의 유동형태는 성능에 큰 영향을 미친다. 특히 저유량 영역에서는 입구면과 출구면에서 역류가 발생하며 이러한 특이현상들은 성능에 큰 영향을 미치게 된다.⁽¹⁾ 강신형 등⁽²⁾에 의한 실험결과에서도 저유량 영역과 고유량 영역에서 유동형태의 변화에 의해서 서로 다른 성능특성을 보여주고 있다. 따라서 프로펠러 팬의 성능을 정확히 해석하고 효율이 좋은 모델을 개발하기 위해서는 유동해석과 유동이 성능에 미치는 영향에 대한 연구가 선행 되어야 한다.

팬과 같은 유체기계류 주위의 유동해석에 관한 연구는 CFD 기술의 발달로 많은 연구가 이루어지고 있다. 그러나 대부분의 연구가 압축기 터빈 등과 같이 터보엔진 내에 들어가는 대형 기계요소를 대상으로 하고 있으며 가전제품, 전기기기 등에 사용되는 입출구의 수두차가 작고 상대적으로 유량이 큰 팬 종류에 대한 연구는 많지 않다. 연구방향 또한 CFD 기술의 개발, 국부적인 유동특성 해석에 집중되어 있으며 유동해석을 이용하여 성능특성을 해석하는 연구는 극히 드물다. 유동해석을 이용하여 유체기계류의 성능특성을 해석한 연구들을 살펴보면 Davis et al.⁽³⁾은 여러가지 입사각에 따른 2차원 천공속 압축기 날개 주위의 성능을 해석하였으며, Hobson and Lakshiminarayana⁽⁴⁾는 비압축성 난류유동 해석기술을 이용하여 2차원 익련에 대한 성능해석을 하여 실험결과와 비교하였다. 또한 Vu and Shyy⁽⁵⁾는 프란시스 터빈 내의 회전차의 성능을 점성유동 해석을 이용하여 효과적으로 계산할 수 있음을 보여 주었다. 이러한 연구들을 살펴보면 유동해석을 이용하여 팬과 같은 유체기계의 성능특성을 어느정도 타당하게 할 수 있음을 알 수 있으나, 유동해석을 직접 팬의 성능특성 해석에 적용한 연구결과는 거의 없다.

본 연구에서는 프로펠러 팬 주위의 유동이 성능에 미치는 영향을 알아보기 위해서 팬 주위의 난류점성유동을 수치적으로 해석하였다. Navier-Stokes 방정식과 $k-\epsilon$ 난류모델을 이용하여 전체 유동영역에 대하여 유동을 해석하였다. 계산대상은 강신형 등⁽²⁾에 의해 실험된 모델이며 계산결과와 실험결과를 비교하여 수치해석 결과의 타당성을 검증하였으며 유량의 변화에 따른 유동형태의 변화 및 성능에 미치는 영향 등에 대하여 연구하였다.

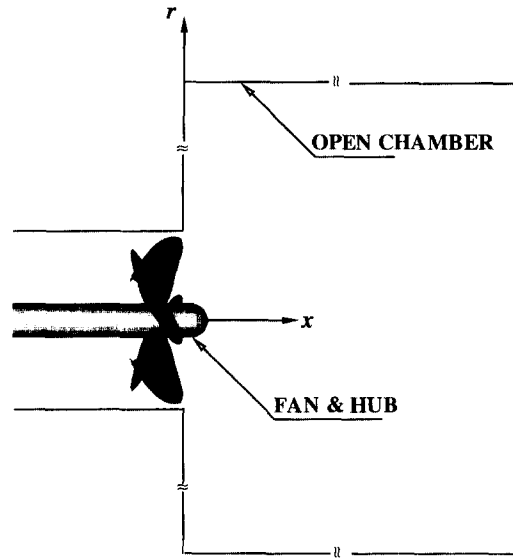


Fig. 1 Configuration of the flow model and coordinate system

2. 지배방정식 및 경계조건

2.1 계산모델

본 연구에서 계산한 기하학적 모델은 강신형 등⁽²⁾에 의해 실험된 것으로 Fig. 1에 나타나 있다. 한쪽이 개방된 챔버 입구에서 소형 프로펠러 팬이 작동하고 있으며 작은 덕트를 통하여 유체가 유입되고 있다. 실제 실험에 사용된 챔버의 형상은 단면이 사각형인 사각챔버 이지만 원형챔버로 가정하였다. 또한 실험에서는 팬 입구 부분에 입구 덕트가 없고 직접 대기로 부터 공기가 유입되는 형상이나 계산상의 편의를 위해서 입구 덕트를 통해 유체가 유입한다고 가정하였다. 계산모델의 경우 팬과 챔버의 크기의 비가 약 1:8, 단면적의 비가 약 1:64 정도 되고 관심 영역이 주로 팬 주위의 국부적인 영역이므로 챔버 형상 차이가 팬 주위의 유동에 미치는 영향은 그리 크지 않을 것으로 판단된다. 프로펠러 팬의 형상은 Fig. 2에 나타난 날개에 대한 기하학적 변수들에 의해서 결정 되는데, 실험에 사용된 모델은 일반 전자장치가 사용되는 소형으로 허브와 외주 날개에 대한 기하학적 형상을 Table 1에 나타내었다.

실험에서는 여러 경우의 팬 회전수에 대한 성능 실험이 이루어졌지만 실험결과가 거의 비슷하므로

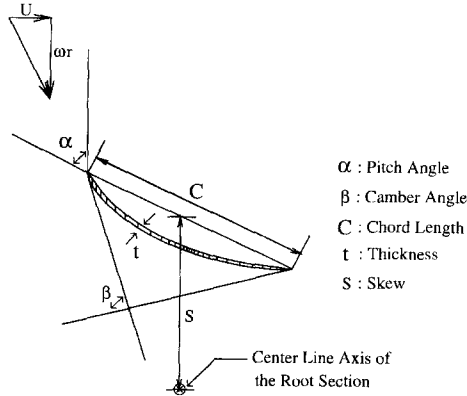


Fig. 2 Definition of the blade section parameters

Table 1 Fan geometry parameters

Fan Diameter (D_p)	110 mm
Hub diameter (D_h)	25 mm
Tip pitch angle (α_{tip})	18 deg.
Hub pitch angle (α_{hub})	36 deg.
Tip chord length (C/D_p) _{tip}	0.7111
Hub chord length (C/D_p) _{hub}	0.1744
Tip camber angle (β_{tip})	40 deg.
Hub camber angle (β_{hub})	10 deg.
Skew at the tip blade (S/D_p)	0.2793
Section form	circular arc
Blade thickness (t/D_p)	0.015

본 계산에서는 2000 rpm 한 경우에 대하여 계산하였다. 이 경우 팬의 외주 날개속도와 날개 직경을 사용한 레이놀즈 수는 $Re=1.27 \times 10^5$ 이 된다.

2.2 연속방정식과 운동량방정식

유동을 해석하기 위해서 원통 좌표계 (x, r, θ)를 사용하였으며 좌표계를 회전하는 프로펠러 팬에 고정시켰다. 유체의 유동을 지배하는 방정식은 연속방정식과 Navier-Stokes 방정식이며 난류유동의 경우에는 레이놀즈 응력을 포함하는 레이놀즈 방정식으로 나타낼 수 있다. 레이놀즈 응력은 선회류(swirling flow)에 대한 $k-\epsilon$ 난류 모델⁽⁶⁾을 도입하여 모델링하였다. 본인 들^(7,8)은 프로펠러 유동에 대한 본 난류모델의 타당성을 확인할 수 있었다.

Table 2 ϕ , Γ_ϕ , and S_ϕ for the governing equations

ϕ	Γ_ϕ	S_ϕ
1	0	0
U	ν_e	$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\nu_t \frac{\partial U}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \nu_t \frac{\partial V}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\nu_t \frac{\partial W}{\partial x} \right)$
V	ν_e	$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial r} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\nu_t \frac{\partial U}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \nu_t \frac{\partial V}{\partial r} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\nu_t \frac{\partial W}{\partial r} \right) - \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} (\nu_t W) - \frac{2\nu_e}{r^2} \frac{\partial W}{\partial \theta} - \nu_e \frac{V}{r^2} - \nu_t \frac{V}{r^2} + \frac{W^2}{r} + r\omega^2 + 2\omega W$
W	ν_e	$\frac{1}{\rho r} \frac{\partial P}{\partial \theta} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\nu_t \frac{\partial U}{\partial \theta} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(\nu_t \frac{\partial V}{\partial \theta} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\nu_t \frac{\partial W}{\partial r} \right) - \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (\nu_t W) + \frac{2}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\nu_t \frac{V}{r} \right) - \nu_e \frac{W}{r^2} + \frac{\nu_t}{r} \frac{\partial W}{\partial r} + \frac{\nu_e}{r^2} \frac{\partial V}{\partial \theta} + \frac{\nu}{r^2} \frac{\partial V}{\partial \theta} - \frac{VW}{r} - 2\omega V$
k	$\frac{\nu_e}{\sigma_k}$	$G - G_D \epsilon$
ϵ	$\frac{\nu_e}{\sigma_\epsilon}$	$\frac{\epsilon}{k} (C_1 G - C_2 \epsilon)$

$$\text{note ; } G = \nu_t \left[2 \left\{ \left(\frac{\partial U}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial W}{\partial \theta} + \frac{V}{r} \right)^2 \right\} + \left(\frac{\partial U}{\partial r} + \frac{\partial V}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial U}{\partial \theta} + \frac{\partial W}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{1}{r} \frac{\partial V}{\partial \theta} + \frac{\partial W}{\partial r} - \frac{W}{r} \right)^2 \right]$$

$$\nu_e = \nu + \nu_t, \quad \nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}, \quad C_\mu = 0.09,$$

$$C_D = 1.0, \quad C_1 = 1.44(1 + 0.9R_f), \quad C_2 = 1.92,$$

$$\sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\epsilon = 1.3, \quad R_f = \frac{2\nu_t(W - \omega r) \partial(W/r) / \partial r}{G}$$

따라서 프로펠러 유동과 비슷한 팬 유동에도 이 난류모델을 잘 적용할 수 있을 것으로 판단된다. 정상 비압축성 유동을 가정하고 선회류(swirling flow)에 대한 $k-\epsilon$ 난류 모델⁽⁶⁾을 도입하여 레이놀즈 응력을 표시하면 일정한 각속도로 회전하는 원통좌표계에 대한 연속방정식과 레이놀즈방정식은 다음식으로 표현된다.⁽⁷⁾

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x} (U\phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (rV\phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} (W\phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial \theta} \right) + S_\phi \quad (1) \end{aligned}$$

여기서 ω 에 의한 회전효과는 Table 2에 나타난 바와 같이 생성항 S_ϕ 에 포함되어 있다.

팬과 같은 입의 3차원 형상 주위의 유동을 해석하기 위해서는 경계면과 좌표면이 일치하는 일반 좌표계 (ξ, η, ζ) 를 사용해야 하며 이에 따른 지배방정식의 변환이 필요하다. 변환은 독립변수 (x, r, θ) 및 종속변수 (U, V, W, k, ϵ) 를 계산영역 좌표계의 변수로 변환 시킬 수도 있고, 입의 좌표계에 대한 지배방정식을 따로 유도할 수도 있다. 그러나 여기서는 독립변수 (x, r, θ) 만 변환 시키기로 한다. 즉 종속변수 (U, V, W, k, ϵ) 는 실제영역인 원통좌표계에서 정의되고 계산은 변환된 일반좌표계 (ξ, η, ζ) 에서 이루어진다. 변환된 지배방정식은 다음과 같은 형태로 나타난다.⁽⁷⁾

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \xi}(G^1 \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(G^2 \phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(G^3 \phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_1^1 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_2^2 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_3^3 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_2^1 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_3^2 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_1^3 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_3^1 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_1^2 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left(\frac{\Gamma_\phi}{J} B_2^3 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) \\ &+ JS_\phi \end{aligned} \quad (2)$$

2.3 경계조건

(1) 팬 입구면

프로펠러 팬 입구에는 소형 덕트가 있고 이를 통해 유체가 유입된다. 입구 경계조건은 유동변수를 정해주는 것이 일반적 이지만 본 계산의 경우 저유량 영역에서 입구면에서의 역류가 예상되므로 이를 고려하기 위하여 속도, 압력, 난류량에 대하여 Neumann 조건을 사용하였다. 주방향속도는 유량이 일정하도록 보정해 주었다.

(2) 팬 출구면

모든 유동변수에 대하여 Neumann 조건을 사용하였고 주방향속도에 대하여 일정한 유량이 유지되도록 보정해 주었다.

(3) 벽 경계면

벽 근처 로고속도분포 지역에 첫번째 격자점을 두어 벽법칙⁽⁹⁾을 적용하였다.

(4) 주기 경계면

모든 유동변수에 대하여 동일한 주기점에 놓이는 각각의 유동변수 값을 같게 처리하였다.

(5) 후류중심선

후류중심선에서 반경방향 및 원주방향의 속도는 영으로 놓았으며 다른 유동변수에 대해서는 대칭조건을 사용하였다.

3. 수치해석방법

3.1 지배방정식의 수치해석

지배방정식을 수치해석하기 위해서 검사체적에 기초한 유한체적법(Finite Volume Method)을 사용하였다.⁽¹⁰⁾ 이 방법은 계산영역을 구하려는 유동변수를 둘러 싸는 일정한 검사체적으로 나누는 후에 지배방정식을 이 체적에 대하여 적분함으로써 차별화 시키는 방법이다. 이산화방정식은 변수의 격자점을 포함하는 각 검사체적에 대하여 지배방정식을 적분해서 유도되는데 이 과정에서 변수가 정의되어 있지 않은 위치에서 변수분포의 가정이 필요하다. 이 가정에 따라서 몇몇 수치해석 기법(numerical scheme)이 개발되어 있으며 본 연구에서는 hybrid 수치기법을 사용하였다.⁽¹⁰⁾ hybrid 수치기법을 사용하여 각 유동변수의 검사체적에 대하여 지배방정식(2)를 적분하면 다음과 같은 형태의 이산화 방정식을 얻을 수 있다.⁽⁷⁾

$$a_P \phi_P = a_D \phi_D + a_U \phi_U + a_N \phi_N + a_S \phi_S + a_E \phi_E + a_W \phi_W + \bar{S}_\phi \quad (3)$$

압력은 운동량방정식과 연속방정식을 만족하도록 간접적으로 구해야 하는데 본 연구에서는 Patankar-Spalding의 SIMPLE(Semi-Implicit Pressure Linked Equation) 방법을 사용하였다.⁽¹⁰⁾ SIMPLE 방법은 압력을 가정하여 운동량방정식을 해석한 후에 연속방정식을 만족 하도록 압력과 속도를 보정해 주는 방법이다. 압력보정량에 대한 이산화방정식은 연속방정식으로 부터 유도 될 수 있고 식 (3)의 형태로 나타난다.

3.2 격자계의 구성

계산영역은 날개가 4개 이므로 주기경계면을 경계로 하여 전체 영역의 1/4만 해석하게 된다. 격자계의 생성은 각방향 독립적으로 일정한 공비를 가지도록 격자를 분포시켜 팬 날개에 대하여 H 형태의 격자를 생성하였다. 상류경계면은 프로펠러가 있는 위치로 부터 프로펠러 지름의 0.5배 떨어진 곳으로 하였으며, 하류경계면은 프로펠러 지름의 8배 떨어진 곳으로 하였다. 구성된 격자계의 평면

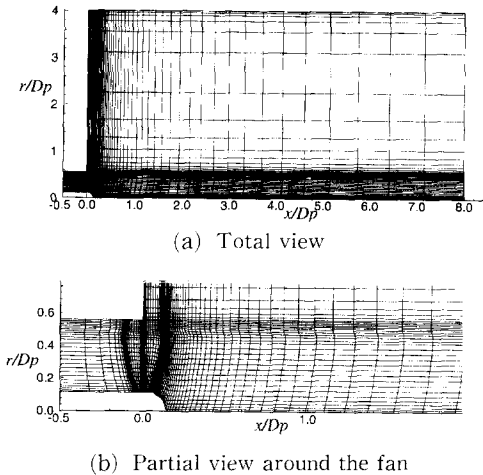


Fig. 3 Plane views of the grid construction at $\zeta=1$ plane

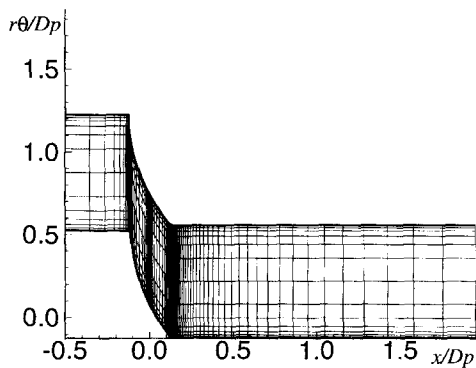


Fig. 4 A plane view of the grid construction at $r/D_p = 0.45$ plane

형상 들을 Figs. 3-5에 나타내었다. 격자수는 (ξ , η , ζ) 방향으로 (98, 44, 16) 개의 격자를 사용하였다. 수렴조건은 운동량방정식과 연속방정식의 잔사량(residual) 들이 기준량에 대하여 약 1% 정도 될 때 까지로 하였다.

4. 계산결과 및 검토

4.1 프로펠러 팬의 성능곡선

프로펠러 팬은 압축기 송풍기 등과 같이 유체의 에너지를 증가 시키는 유체기계의 일종이다. 즉 유체가 팬을 통과하면서 팬동력을 통하여 날개로 부터 에너지를 받아서 후류에서 유체의 수두가 증가

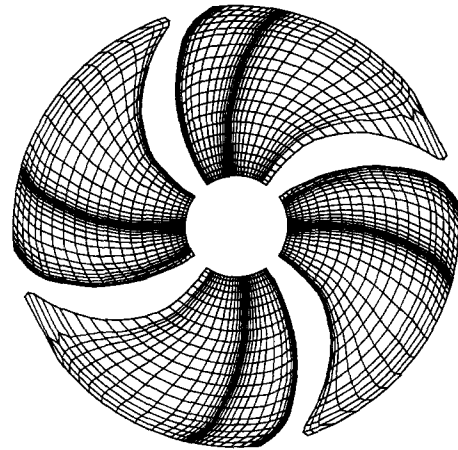


Fig. 5 A front view of the grid construction of the fan

하게 된다. 팬의 설계 및 성능 예측은 팬을 통과하는 유량, 유체의 압력증가, 구동 동력, 효율 등의 관계로 부터 결정되는데 이들 사이의 관계를 나타내는 곡선을 성능곡선(performance curve)이라 한다. 팬의 성능곡선은 팬의 특성을 나타내 주는 매우 중요한 것으로 대개 실험적인 방법으로 구하고 있다. 여기서는 계산결과를 이용하여 성능곡선을 예측하였으며 이를 실험결과와 비교하였다. 우선 팬의를 위해서 팬의 성능과 관련된 무차원변수 들을 도입하였다. 유량을 나타내는 유량계수(flow coefficient)를 Φ , 팬동력을 나타내는 동력계수(power coefficient)를 Λ , 팬 출구면에서 유체의 압력증가를 나타내는 수두계수(head coefficient)를 Ψ , 팬의 효율(fan efficiency)을 η 라 하면 다음과 같은 관계식을 얻을 수 있다.

$$\Phi = \frac{Q}{ND_p^3}, \quad \Psi = \frac{\Delta p}{\rho N^2 D_p^2}, \quad \Lambda = \frac{P_p}{\rho N^3 D_p^5}, \quad \eta = \frac{\Phi \cdot \Psi}{\Lambda} \quad (4)$$

여기서 Q 는 팬을 통과하는 유량, N 은 회전수 (rev/s), D_p 는 팬의 직경, Δp 는 팬 입출구 경계면에서의 압력차, P_p 는 팬동력, ρ 는 유체의 밀도를 나타낸다.

Fig. 6에 유량계수의 변화에 따른 수두계수의 변화를 보여주는 성능곡선을 나타내었다. $\Phi = 0.2-0.3$ 근처 성능곡선의 중간에 유량과 수두가 함께 증가하는 불안정한 영역이 존재함을 볼 수 있으며, 이 영역을 경계로 유량계수 Φ 가 적어질수록 수두차가 급격히 증가하고 있음을 알 수 있다. 각

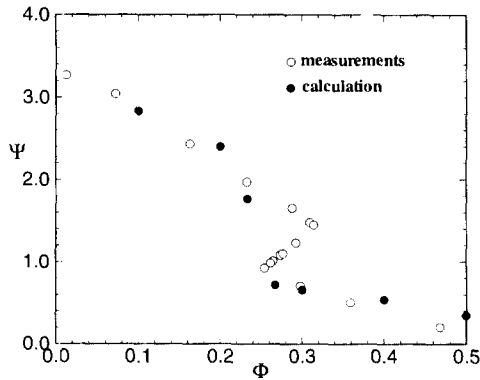


Fig. 6 Variations of the head coefficient for the different flow coefficients

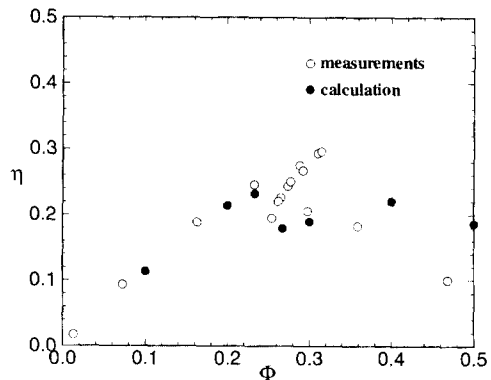


Fig. 8 Variations of the fan efficiency for the different flow coefficients

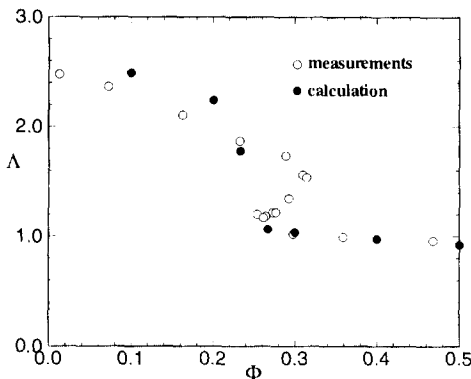


Fig. 7 Variations of the power coefficient for the different flow coefficients

류형 프로펠러 팬의 경우 저유량 영역에서 팬의 수두차가 갑자기 증가하는 현상은 직류형 팬의 특이 현상 중의 하나로 저유량 영역에서 팬 내부의 유동이 원심형 팬의 형태로 변화하면서 팬의 성능특성이 원심형으로 변화하기 때문이다. 계산결과와 실험결과를 비교하면 Fig.6 에서 보듯이 서로 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 유량계수가 0.267에서 0.233으로 감소하면서 수두차를 나타내는 수두계수가 급격히 증가하는 것을 볼 수 있으며 고유량 영역과 저유량영역에서 실험결과로부터 나온 성능곡선과 비교적 잘 일치하고 있다. 이로부터 본 해석방법이 팬의 성능특성을 잘 해석하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 7에 유량 변화에 따른 팬 동력의 변화를 표시하는 유량계수와 동력계수의 관계를 나타내었다. 앞의 경우와 마찬가지로 $\Phi=0.2-0.3$ 근처에서 볼

안정한 영역이 존재하며 유량이 감소하면서 팬동력이 갑자기 증가하고 있다. 유량이 감소하면서 수두와 동력이 함께 크게 증가하는 것은 앞에서 설명한 바와 같이 저유량 영역에서 팬 내부의 유동특성이 변화하기 때문이다. 계산결과를 보면 유량계수가 0.267에서 0.233으로 감소하면서 팬동력이 크게 증가하고 있음을 볼 수 있으며 실험결과와 정량적으로 잘 일치하고 있다.

Fig. 8에 유량계수의 변화에 따른 팬의 효율곡선을 나타내었다. 계산결과와 실험결과와 비교하여 유량변화에 따른 효율의 변화를 잘 예측하고 있으나 $\Phi=0.4, 0.5$ 의 고유량 영역에서 팬의 효율을 높게 예측하는 경향을 나타내고 있다. 고유량 영역에서 팬의 효율을 높게 예측하는 것은 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 수두계수가 실험치에 비하여 약간 높게 계산되었기 때문이다.

4.2 팬 주위의 유동특성

직류 팬의 경우 저유량 영역 근처에서 수두차와 동력이 급격히 증가하는 원인은 앞에서 설명한 바와 같이 유동 형태의 변화에 기인 한다고 볼 수 있다. 이러한 유량 변화에 따른 유동 형태의 변화를 알아보기 위해서 유량계수의 변화에 따른 팬 주위의 유동장을 살펴 보았다. 축방향과 반경방향을 따른 변화를 보기 위해서 원주방향으로 평균한 축방향 속도와 반경방향 속도만을 고려하기로 한다. Fig. 9에 원주방향으로 평균한 축방향 속도와 반경방향 속도의 속도장과 유선 들을 나타내었다. 우선 $\Phi=0.2, 0.233$ 의 저유량 영역과 $\Phi=0.267, 0.3$ 의 고유량 영역에서 유동 형태가 크게 차이가 나고 있

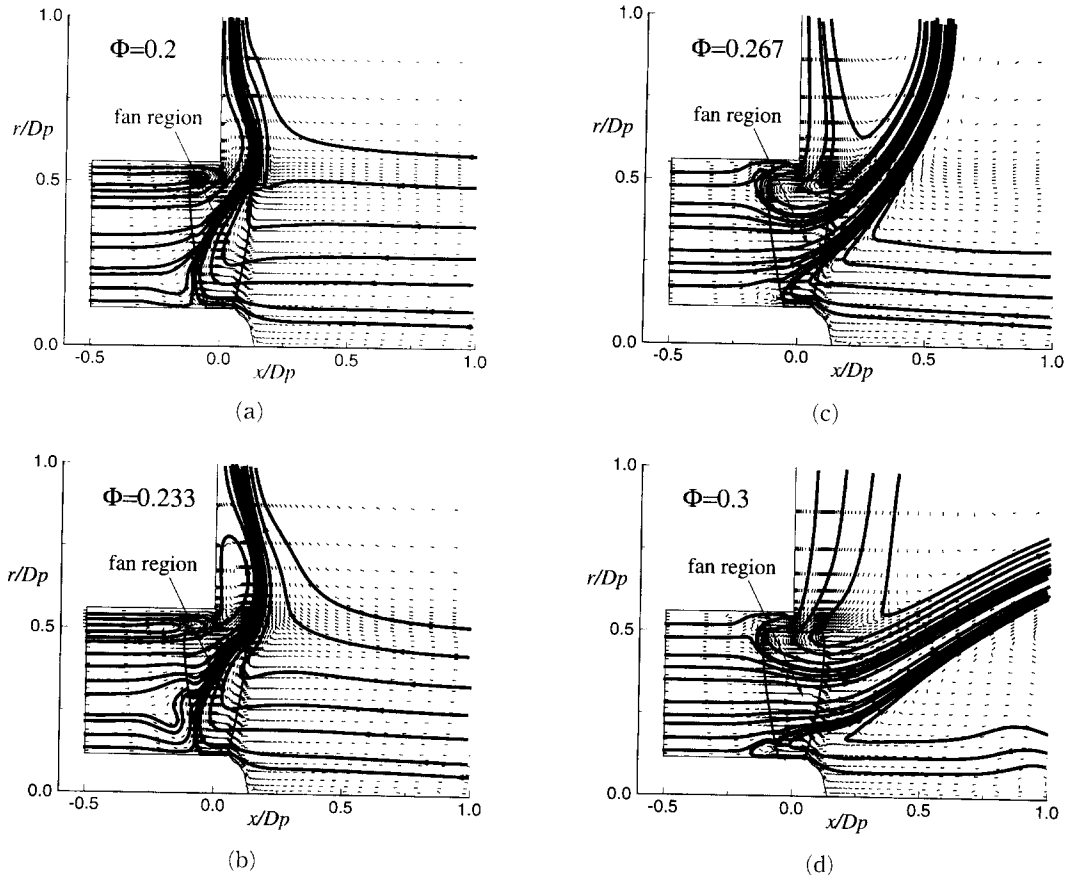


Fig. 9 Vector plots and streamtraces of the circumferentially-averaged axial and radial velocities around the fan region at the various flow coefficients ($\Phi=0.2, 0.233, 0.267, 0.3$)

음을 볼 수 있다. 유량계수 $\Phi=0.2, 0.233$ 에 대한 경우를 보면 흡입구 측과 팬 내부 및 토출구 측에 역류가 존재하고 있음을 볼 수 있다. 이러한 역류들로 인하여 팬 내부를 통과하는 주 유선의 방향이 축방향을 따르지 못하고 반경방향을 따르고 있으며 마치 원심식 팬의 유동 형태와 비슷한 형태를 보이고 있다. 흡입구 측의 역류는 팬 내부로 들어오는 유동을 허브 쪽으로 모이게 하고 있으며, 축방향으로 들어 온 유체의 흐름이 팬 내부의 역류로 인해 반경방향을 따르면서 팬 외주를 통과하여 팬 밖으로 나가고 있다. 이러한 유동 형태의 변화는 팬의 성능특성에 큰 영향을 미치게 된다. 일반적인 직류형 프로펠러 팬에서와 같이 유동이 축방향을 따르면 유체의 축방향 운동량 변화가 일어나지만 만약, 원심식 팬의 경우 처럼 유동이 축방향으로 들어와서 반경방향을 따라 나가면 유동의 방향 변화에 따

른 각운동량 변화가 일어난다. 이러한 원심식 유동 형태는 팬 내부를 통과하는 유량은 적지만 각운동량 변화가 크기 때문에 같은 유량에 대하여 직류형 팬에 비하여 수두차가 증가하게 된다. 따라서 Figs. 6, 7에 나타난 저유량 영역에서의 수두차와 팬동력의 급격한 증가는 팬 내부의 유동이 원심식의 유동형태로 바뀌면서 원심식의 성능특성이 나타나기 때문임을 알 수 있다. 한편 유량계수 0.233에서 유량이 증가하여 유량계수가 0.267로 증가하면 흡입구 측의 역류는 없어지고 팬 내부의 역류영역이 뒤로 이동하면서 팬 내부유동이 축방향으로 회복되고 있음을 볼 수 있다. 또한 $\Phi=0.267, 0.3$ 에 대한 경우를 보면 유체의 흐름이 거의 축방향을 따라가고 있음을 볼 수 있으며 직류형 팬의 유동형태를 나타내고 있다. 이러한 직류형 유동형태는 원심형과는 다른 성능특성을 나타내며 원심형에 비해

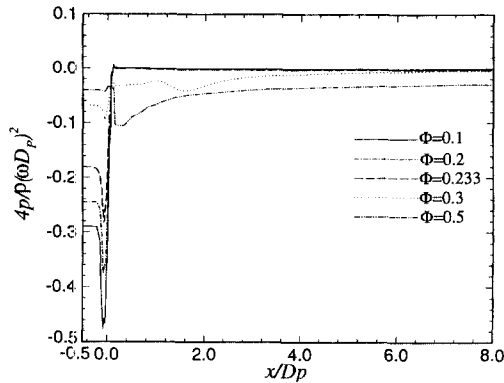


Fig. 10 Circumferentially-averaged pressure variations along the hub and wake center-line at the various flow coefficients ($\Phi=0.1, 0.2, 0.233, 0.3, 0.5$)

여 수두차와 동력의 급격한 감소를 보여준다.

다음으로 팬 주위의 압력 분포의 특성을 알아보기 위해서 원주방향으로 평균한 압력을 허브와 후류 중심축을 따라 Fig. 10에 나타내었다. 팬을 통한 압력의 급격한 상승을 잘 보여주고 있으며 유량 변화에 따른 수두차의 변화도 잘 나타내주고 있다. 유량 변화에 따른 압력 분포의 특성은 비슷하지만 저유량 영역에서 수두차의 크기가 유량에 따라 크게 변화함을 볼 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 개방된 챔버에서 작동하는 소형 프로펠러 팬 주위의 유동을 해석하여 실험결과와 비교하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 계산결과는 실험결과에서 나타난 저유량 영역에서의 수두차와 팬 동력의 급격한 증가를 잘 예측하였다. 실험결과에 의한 성능곡선은 유량계수 0.2-0.3 근처에서 팬동력과 수두차의 급격한 변화를 나타내고 있으며 계산결과 또한 유량계수가 0.267에서 0.233으로 감소하면서 팬동력과 수두차가 급격히 증가하면서 실험결과와 잘 일치하고 있다.

(2) 성능곡선에서 나타난 팬동력과 수두차의 급격한 변화는 내부의 유동형태의 변화에 기인 함을 알 수 있었다. 저유량 영역의 유동 형태를 보면 주위에 형성되는 역류 들로 인하여 내부를 통과하는 주 유선의 방향이 축방향을 따르지 못하고 반경방

향을 따르고 있으며 마치 원심식 팬의 유동 형태와 비슷한 형태를 보이고 있다. 이러한 원심식 유동 형태로 인하여 성능특성은 원심식으로 바뀌게 되며 팬동력과 수두차가 급격히 증가하게 됨을 알 수 있었다. 또한 고유량 영역의 유동을 보면 유체의 흐름이 거의 축방향을 따라가고 있으며 직류형 유동 형태를 됨을 볼 수 있었다.

(3) 본 해석방법에 의한 계산결과는 팬의 성능실험으로부터 얻어진 실험결과와 정량적으로 잘 일치하였다. 따라서 본 점성유동 해석방법이 팬의 성능해석과 설계에 유용하게 사용될 수 있음을 알 수 있었다.

참고문헌

- (1) Ohashi, H., 강신형 역, 1989, 유체기계, 회중당, 서울.
- (2) 강신형, 김진권, 이승배, 1996, "뒷판이 소형 프로펠러 팬의 성능특성에 미치는 영향," 대한기계학회논문집, 제20권, 제4호, pp. 1491~1500.
- (3) Davis, R. L., Hobbs, D. E. and Weingold, H. D., 1988, "Prediction of Compressor Cascade Performance Using a Navier-Stokes Technique," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 110, pp. 520~531.
- (4) Hobson, G. V. and Lakshiminarayana, B., 1991, "Prediction of Cascade Performance Using an Incompressible Navier-Stokes Technique," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 561~572.
- (5) Vu, T. C. and Shyy, W., 1994, "Performance Prediction by Viscous Flow Analysis for Francis Turbine Runner," *ASME J. of Fluids Engineering*, Vol. 116, pp. 116~120.
- (6) Leschziner, M. A and Rodi, W., 1983, "Computation of Strongly Swirling Axisymmetric Free Jets," *AIAA Journal*, Vol. 22, No. 12, pp. 1742~1747.
- (7) 오건재, 1994, "축대칭 선미에서 작동되는 프로펠러 주위의 점성유동에 관한 수치해석적 연구," 한국과학재단 연구보고서 No. 931-1000-038-1, 한국과학재단.
- (8) Oh, K. and Kang, S., 1995, "Numerical Calculation of the Viscous Flow Around a Propeller-

- Shaft Configuration," *Int. J. for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 21, No. 1, pp. 1~13.
- (9) Gosmann, A. D. and Ideriah, F. J. K., 1976, TEACH-2E Computation Code Manual, Dept. of Mechanical Engineering, Imperial College, England.
- (10) Patankar, S. V., 1980, *Numerical Heat Transfer and Fluid Flows*, McGraw-Hill, New York.