

전동기 냉각팬의 유량예측을 위한 수치해석

이상환* · 강태인** · 안철오*** · 서인수**** · 이창준*****

A Numerical Analysis for Prediction of Flow Rate of the Motor Cooling Fan

Sang Hwan Lee*, Tae In Kang**, Chel O Ahn***, In Soo Seo****, Chang Joon Lee*****

Key Words : Motor cooling fan(전동기 냉각팬), Unsteady lifting surface theory(비정상 양력면 이론), Time stepping method(시간중분법), free stream velocity(자유유동속도)

ABSTRACT

In this study, we analyzed the three dimensional unsteady flow field around the motor cooling fan using the unsteady lifting surface theory. We obtained the flow rate for various geometries of fan from the calculated results of velocity field. For the data of design parameter and rotating speed(rpm) of the fan, we can predict the flow rate of the motor cooling fan with thin thickness through numerical analysis without the experimental data of the free stream velocity which is a boundary condition of flow field. the numerical results showed the flow rate within 10% of error in comparison with experimental results. The radial fans, which are often used as internal motor fan were also investigated with the same procedure.

1. 서론

전동기 냉각팬으로 사용되는 레디얼 송풍기는 축류 송풍기와는 달리 날개잇이 반경 방향으로 되어 있고 그 유동이 매우 복잡하여 설계시 3차원 유동 해석이 필수적이다. 하지만 일반 전산 기법으로 원심송풍기의 3차원 유동을 해석하는 것은 쉽지 않다. 유한 차분법(Finite Differential Method, FDM)과 같이 3차원 공간 상에 격자(grid)를 생성하여 수치해석을 하는 경우, 물체 형상이 복잡할 때 격자 생성이 어렵고, 격자의 수가 많아 연산 시간이 길다. 상용 프로그램을 사용하여 해석하는 경우, 입·출구 영역에서의 속도나 압력 등

의 경계조건은 실험을 통하여 지정해야 하며, 실험 데이터가 없는 경우 전동기 운전점에서의 유량을 예측하기 어렵다.

이에 본 연구는 실험 데이터의 의한 경계조건 없이 형상과 회전속도만을 가지고 팬의 유량을 비교적 정확히 예측할 수 있는 수치해석 프로그램을 개발하는데, 그 목적이 있다.

예를 들면, 팬 형상에 대한 최적 인자를 결정하기 위해 수차례의 인자실험을 행해야하는 실험계획법을 사용한다고 했을 때, 수치해석 결과를 신뢰 할 수 있다면, 팬 제작이나 직접적인 실험에 쓰이는 비용, 시간 그리고 인력의 낭비를 최소화할 수 있어 산업적 이득을 가져올 수 있을 것이다.

양력면 이론은 1940년 Kussner⁽¹⁾가 양력면에 작용하는 압력분포를 계산하기 위한 적분방정식을 정립한 이후 Falkner⁽²⁾, Multhopp⁽³⁾에 의해 3차원 비정상 양력

* 한양대학교 기계공학과: shlee@ihanyang.ac.kr
** 한양대학교 대학원 : motkang@hotmail.com
*** 한양대학교 대학원 : cohan@naver.com
**** 한양대학교 대학원 : isseo@ihanyang.ac.kr
***** (주)효성 : cj2004@hyosung.com

면 이론에 대한 초기연구가 이루어졌다. Landahl⁽⁴⁾은 아음속 유동에 대해 간결한 형태의 비정상 kernel함수를 유도하였고, Albano와 Rodden⁽⁵⁾은 아음속 영역에 대해 비정상 중첩격자법(doublet-lattice method)을 개발하였다. 특히 Ueda와 Dowell⁽⁶⁻⁷⁾에 의해 비정상 양력면 이론이 발전되었다.

2. 와류고리요소법의 기본이론

전동기는 운전점에서의 레이놀즈수가 매우 크므로, 유동장내에서의 물체는 매우 얇은 두께의 경계층을 가진다. 결국 점성의 영향은 이 얇은 경계층과 유동의 박리(flow separation)로 인하여 생기는 후류에 국한된다고 볼 수 있다. 따라서 본 연구에서는 점성의 영향을 무시하여 유동장은 비점성 영역이라고 간주하였고, 물체로부터 하류(downstream)로 나아가는 후류는 와류고리 분포로 모델링을 하여 해석하였다. 물체 주위의 유동장을 비압축성, 비회전의 포텐셜 유동(potential flow)으로 가정하면 이 포텐셜 유동은 식(1)과 같은 라플라스 방정식을 만족하게 된다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (1)$$

라플라스 방정식은 선형미분방정식으로서 이 방정식의 해는 해석하고자 하는 문제의 경계조건을 만족하는 기본해들의 합으로 나타낼 수가 있다. 이러한 기본해에는 용출(source), 중첩(doublet), 와류(vortex) 등의 여러 종류가 있다.

라플라스 식을 풀기 위해서 필요한 경계조건에는 첫째, 물체 표면에서 각 패널의 제어점(collocation point, control point)에서 법선 방향 속도성분은 '0'이어야 한다는 조건(flow tangency condition)과 후연(trailing edge)에서의 와(vortex)의 강도는 '0'이어야 한다는 조건(kutta condition)과, 양력면에서 멀리 떨어진 곳에서의 교란 속도는 '0'이어야 한다는 조건, 양력면에서 떨어져 나간 후류는 각 제어점에서 경계조건을 만족하며, 상·하 압력차가 없어야 한다는 조건(force-free condition)이 있으며, 이를 수식화하면 다음과 같다.

$$\textcircled{1} \text{ Flow tangency condition : } (\nabla\phi + \vec{V}_\infty) \cdot \vec{n} = 0$$

$$\textcircled{2} \text{ Kutta condition : } \gamma_{T.E} = 0$$

$$\textcircled{3} \nabla\phi = 0 \text{ as } \vec{\gamma} \rightarrow \infty$$

$$\textcircled{4} \text{ Force-free condition : } \Delta F = \rho \vec{V}_\infty \times \vec{\gamma}_w = 0$$

여기서 \vec{V}_∞ 는 자유유동 속도, \vec{n} 는 양력면에 수직인 방향의 단위 벡터, γ 는 와의 강도를 의미한다.

어떤 물체가 그 유동장내 위치 $p(x, y, z)$ 에 있을 때 속도 포텐셜은 다음과 같다.

$$\phi(p) = -\frac{1}{4\pi} \int_B \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu \vec{n} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right] ds + \frac{1}{4\pi} \int_W \left[\mu \vec{n} \cdot \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \right] ds + \phi_\infty(p) \quad (2)$$

$$\phi_\infty(p) = U_\infty + V_\infty + W_\infty \quad (3)$$

$$r = \sqrt{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 + (z-z_0)^2} \quad (4)$$

식(2)에서 σ 는 용출의 강도이고 μ 는 용흡 중첩의 강도이고, r 은 유동장 내의 임의의 점 p 와 특이요소 사이의 거리이다. ds 는 특이요소가 나타내는 단위 면적이며, B 와 W 는 각각 물체와 와류의 표면을 나타낸다. 식(3)에서 ϕ_∞ 는 자유 유동의 포텐셜이며, $(U_\infty, V_\infty, W_\infty)$ 은 자유 유동의 속도성분이다.

3. 수치 해석 기법

3.1 양력면의 이산화

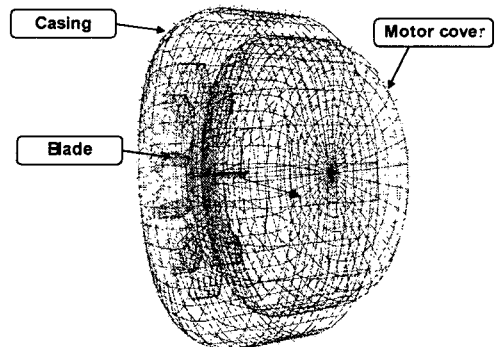


Fig. 1 geometry of motor cooling-fan

얇은 날개 주위의 3차원 비정상 유동장을 해석하는데 비교적 유용한 비정상 양력면 이론(unsteady lifting surface theory)을 사용하여 지배방정식의 해를 구하기 위해 물체의 형상에 따라 양력면 이산화를 통해 특이요소를 분포시킨다.

양력면은 여러 개의 패널(panel)로써 나누어지며, 각각의 패널은 4개의 와선의 분절로 이루어진 와류 고리로 사각형의 형태로 이루어져 있다. 경계조건이 만족되어야 하는 제어점(collocation point)은 각 패널의 가운데 위치에 지정한다. 양력면에 분포된 특이요소들의 강도분포는 flow-tangency condition에 의해 결정되며, 법선 방향 속도차의 크기에 상응한다.

Fig. 1 은 전동기 냉각팬의 형상에 양력면을 이산화시켜 패널로서 표현한 전체형상이다.

3.2 공기역학적 영향계수

공기역학적 영향계수(Aerodynamic Influence Coefficients, AIC)는 물체의 형상에 따른 영향계수로써, 물체 표면에 분포된 특이요소의 단위 강도에 의해 유도되는 법선 방향 속도 성분으로 구성된다.

AIC는 첫 번째 특이요소에서 마지막 특이요소까지 진행하면서 단위 강도를 갖는 j 번째 특이요소가 i 번째 특이요소의 제어점에 야기시키는 법선방향의 속도를 나타낸다.

$$a_{ij} = (u, v, w)_{ij} \cdot n_i \quad (5)$$

식(5)에서 a_{ij} 는 AIC계수이며, n_i 는 i 번째 특이요소에 수직인 단위법선벡터이고, $(u, v, w)_{ij}$ 는 j 번째 특이요소에 의해 i 번째 제어점에 유도된 속도성분이다.

공간상의 임의의 점 p 에 직선 와선에 의해 유도되는 속도는 와선의 분절(vortex segment)에 의해 점 $p(x_p, y_p, z_p)$ 에 유도된 속도를 정의한 Biot-Savart⁽⁸⁾ 법칙으로부터 계산되어지고, 유도속도 Δq 는 식(6)과 같이 표현된다.

$$\Delta q = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl \times r}{r^3} \quad (6)$$

식(6)은 식(7)로 풀어서 나타낼 수 있다.

$$q_{1,2} = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{r_1 \times r_2}{|r_1 \times r_2|} r_0 \cdot \left(\frac{r_1}{r_1} - \frac{r_2}{r_2} \right) \quad (7)$$

$$r_1 = \sqrt{(x_p - x_1)^2 + (y_p - y_1)^2 + (z_p - z_1)^2}$$

$$r_2 = \sqrt{(x_p - x_2)^2 + (y_p - y_2)^2 + (z_p - z_2)^2}$$

식(7)에서 r_0 에 위치한 강도 σ 의 용출점에 의해 거리 r 만큼 떨어진 위치에 놓인 점에 유도되는 속도 q 는 식(8)과 같다.

$$q = \frac{\sigma}{4\pi} \frac{r - r_0}{|r - r_0|} \quad (8)$$

3.3 경계조건의 적용 (와류강도의 결정)

미지수인 물체 표면에 분포된 특이요소의 와류강도는 경계조건인 flow tangency condition을 적용하여 구한다. 제어점에 유도된 속도에는 물체에 분포된 특이요소에 의한 유도속도, 후류 와류격자에 의한 유도속도와 물체의 운동속도 및 유입속도가 있으며, 이들의 합은 '0' 이 되어야 한다. 이를 수식으로 정리하면 식(9)와 같고, i 번째 특이요소의 제어점에서 법선방향의 유도속도는 flow tangency condition에 따라 다음을 만족하여야 한다.

$$a_{i1}\Gamma_1 + a_{i2}\Gamma_2 + \dots + a_{iK}\Gamma_K + [Ut + u_w, V(t) + v_w, W(t) + w_w] \cdot n_i = 0 \quad (9)$$

식(9)를 미지수인 특이요소의 강도를 구하기 위한 행렬식으로 나타내면 식(10)과 같다.

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1K} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2K} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{K1} & a_{K2} & \dots & a_{KK} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_K \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_K \end{bmatrix} \quad (10)$$

매 시간 증분마다 식(10)을 계산하여 와류강도를 구한다.

여기서 RHS (Right Hand Side)는 후류에 의한 유도속도와 유입속도 및 물체의 운동속도에 의해 결정된다. i 번째 특이요소의 RHS_i 는 식(11)과 같다.

$$RHS_i = [U(t) + u_w, V(t) + v_w, W(t) + w_w]_i \cdot n_i \quad (11)$$

식(11)에서 $[U(t), V(t), W(t)]$ 는 유입속도와 물체의 운동속도이며, (u_w, v_w, w_w) 는 후류에 의한 유도속도이다. 시간 증분에 따라 후류 와류가 생성이 되고 그와 함께 RHS도 변하므로, 매 시간 증분 마다 계산되어야 한다.

3.4 후류(Wake)의 모델링

시간증분법(time stepping method)은 계산과정을 통해 후류형상을 결정하는 방법으로 시간의 흐름에 따라 후류가 없는 상태에서 완전히 성장하기까지 후류격자수의 증가와 함께, 부분속도(local Velocity)의 계산을 통해 위치를 결정하는 기법이다.

본 연구에서는 후류 해석에 3차원 비정상 유동 해석이 가능하며, 초기 후류형상에 대한 데이터가 필요 없는 시간증분법을 적용하였다. 또한 후류를 이산화된 직선 선와류 조각(piecewise straight vortex filaments)들로 모델링 하였다. 후류는 날개의 반경방향의 끝단에서 박리되도록 하였으며 박리된 후류 와류 격자의 강도 Γ 는 Kutta-condition에 따라 식(12)와 같이 결정된다.

$$\Gamma_{T.E-\Delta t} = \Gamma_W \quad (12)$$

식(12)에서 $\Gamma_{T.E}$ 는 날개 끝단에서의 와류 강도이며, Γ_W 는 박리되는 후류의 와류 강도이다. 박리되는 후류 와류 격자의 강도는 Helmholtz 법칙에 따라 변하지 않는다. 따라서 후류는 식(13)과 같이 부분속도에 따라 하류로 이완시켰으며, force-free condition을 자동으로 만족한다. 부분속도는 식(14)과 같이 임의의 형상에 분포된 특이요소(u, v, w)_{Body}와 후류 와류에 의한 유도속도(u, v, w)_{Wake} 및 유입속도(u, v, w)_∞에 의해 결정된다.

$$(\Delta x, \Delta y, \Delta z)_i = (u, v, w)_i \Delta t \quad (13)$$

$$(u, v, w)_i = (u, v, w)_{Body} + (u, v, w)_{Wake} + (u, v, w)_{\infty} \quad (14)$$

3.5 시간간격(Δt)의 결정

날개 회전 시 시간간격 Δt 는 식(15)와 같다.

$$\Delta t = \frac{\Delta \phi}{\omega} \quad (15)$$

식(15)에서 $\Delta \phi$ 는 1회전당 회전간격(rad)이고, ω 는 회전 각속도(rad/s)이다. 1회전을 100개의 회전간격으로 나누어서 각 회전간격이 3.6° 되게 하였으며 이 부근에서 Δt 의 변화에 대한 수렴도는 선행연구⁽⁹⁾에서 큰 영향이 없음이 확인되었다.

3.6 자유 유동 속도(free stream velocity)의 결정

양력면 이론에서 자유 유동속도(u_{∞})는 와류강도의 크기 결정에 있어 중요한 요소이다. 앞서 언급했듯이 수치적으로 매 시간 증분마다 RHS항이 새로 계산되어진다. 이 항에 자유 유동속도가 포함되어 있고, 매 시간 증분마다 와류강도의 크기를 결정하는데 영향을 준다. 날개 끝단에서 박리되는 후류 패널의 와류강도 크기는 Kutta-condition에 따라 계산된 특이요소의 강도에 의해 결정된다. 본 연구에서는 초기 일정구간동안만 자유 유동속도를 임의의 상수로 지정하였으며, 속도장이 수렴해 가는 과정에서 매 시간 증분마다 후류의 와류강도에 의해 입구단에서 야기되는 속도를 계산하여, 초기 일정구간이후 이를 자유 유동속도에 적용하였다. 이는 수치해석 시스템 안에서 상호 영향을 주고받으며 속도장이 수렴해가는 방식을 택함으로써 자유유동속도(u_{∞})의 상수값 지정이라는 제한성을 배제시켰다. 초기에 자유유동속도를 임의로 주고 그 속도의 적용구간을 달리하여도 최종 수렴하는 값에는 변함이 없음을 결과에서 확인 하였다. 이러한 방법을 사용하여 실험치와의 오차가 줄어들어도 확인 하였다.

3.7 유량(Q) 계산

유량은 입구에 임의의 격자를 나누어 각각의 격자를 하나의 미소유료로 놓고 이 미소유료에서 하류 방향으로 야기되는 부분속도의 미속면적에 대한 평균속도의 적분으로 계산하였다

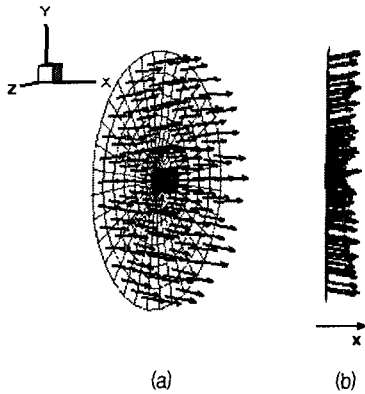


Fig. 2 3-D velocity-vector for the inlet-area

$$\text{where } Q = A \bar{V} \quad (16)$$

식(16)에서 Q 는 유량, A 는 입구면적, \bar{V} 는 입구 면적에 수직인 평균속도이다. Fig. 2 는 수치해석에 따라 입구단의 격자에서 야기된 최종적인 평균속도의 3 차원 벡터분포이다.

4. 결 과

4.1 수치해석 결과

4.2.1 전동기 냉각팬의 수치해석

수치해석의 결과를 검증하기 위해 챔버형 송풍기 실험장치를 이용하여 팬의 유량을 측정하였다. 사용된 챔버형 송풍기 실험장치는 개방된 노즐을 통해 통과하는 속도와 노즐의 단면적을 이용하여 유량을 측정한다.

Fig.3은 실험과 수치해석에 쓰였던 날개형상들을 나타낸 것이다.

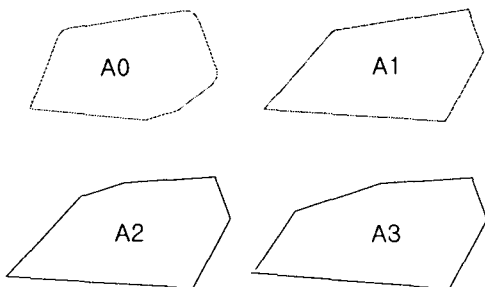


Fig. 3 Geometries of blade for A0, A1, A2 and A3

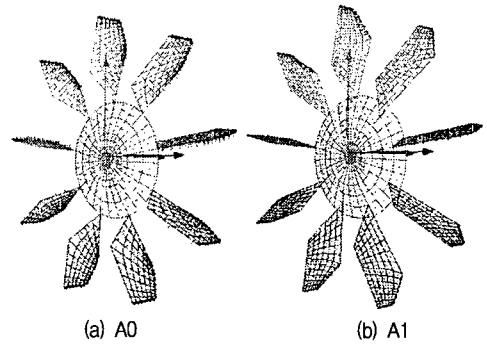


Fig. 4 Completed geometry for A0 and A1

본 연구에서 이들 형상에 대한 실험결과와 수치해석 결과를 비교하였다.

Fig. 4는 양력면 이산화시킨 A0, A1의 팬 형상이다.

Table. 1 Experiment results of flow rate of motor cooling fans

회전수 Type	1500rpm	1800rpm
A 0	6.447 CMM	7.728 CMM
A 1	7.031 CMM	8.46 CMM
A 2	7 CMM	8.46 CMM
A 3	7.118 CMM	8.57 CMM

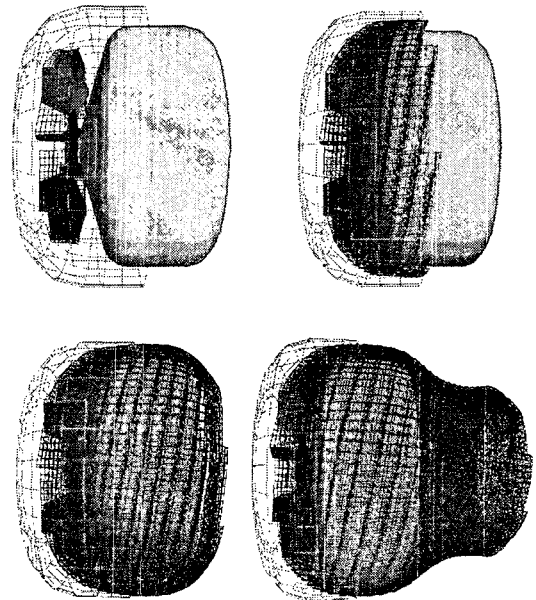


Fig. 5 Development of wake vortex

Table.1은 A0, A1, A2, A3에 대한 실험결과이다.

회전하는 송풍기의 후류형상은 물리적으로 헬리컬(helical) 형상을 이루며 하류로 이완된다.

Fig. 5는 시간 증분법을 사용하여 후류를 이완시켜, 초기에 후류가 없는 상태에서 시간 증분에 따라 성장해 나가는 후류 형상을 보여준다. Fig. 5에서 후류 와류는 전형적인 헬리컬 형상을 이루면서 전동기 케이싱의 표면을 따라 motor cover를 감싸며 하류로 이완되는 것을 확인 할 수 있다.

Fig. 6은 A0에 대해 1800rpm에서 초기 자유 유동속도와 적용구간을 달리하여 나타낸 수치해석 결과이다.

수치 해석상에서 유량의 수렴 여부 조건은 일정 계산동안의 유량 변화폭이 미리 정해진 수치보다 적은 경우 수렴하였다고 보았으며, Fig. 6에 나타난 결과를 토대로 초기 자유 유동속도의 크기와 적용구간에 관계없이 속도장이 수렴해 가며 최종 수렴되는 예측유량에는 차이가 없음을 보이고 있다. 이는 초기 자유유동속도를 모르는 상태에서 예측한다는 점에서 매우 효과적이다. 빠른 수렴성을 보이기 위해서는 초기 유입속도(자유 유동속도)를 일정구간 지정해 주는 것이 효과적인 수렴양상을 통해 확인 할 수 있다.

Fig. 7은 A1에 대하여 회전속도를 1500rpm과 1800rpm으로 하였을 때, 수치해석 결과이다. 회전속도에 따라 일정한 수치로 수렴하는 양상을 보이고 있다.

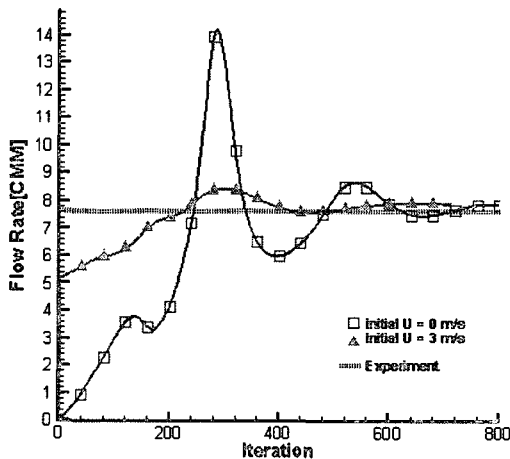


Fig. 6 Comparison of calculated flow rate by different initial U at 1800 RPM (for A0)

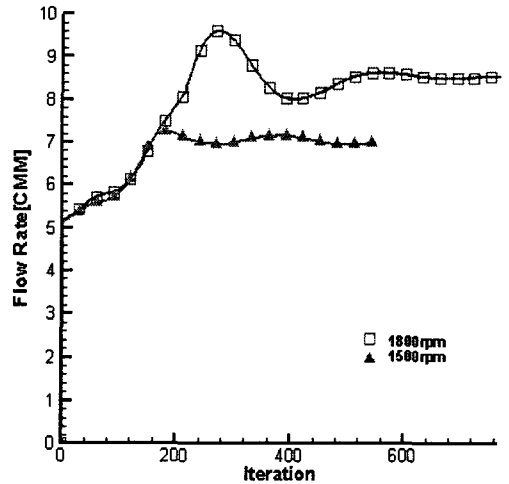


Fig. 7 Comparison of calculated flow rate at 1800rpm and 1500rpm for A1

Fig. 8은 A0, A1, A2에 대하여 회전속도가 1800rpm일 때, 수치해석 결과이다. A0과 A1에 대한 실험결과와 비교하여 수치해석을 통한 결과에서도 A0보다 A1이 더 큰 유량을 발생시킴을 보였고, A1와 A2의 유량 비교에서도 수치해석 결과가 실험결과와 같은 양상을 나타냄을 확인 할 수 있다.

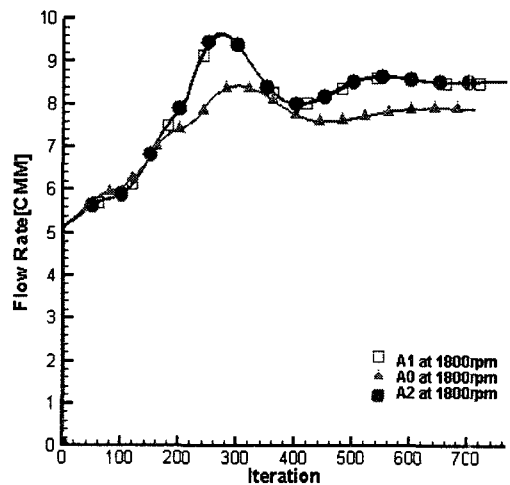


Fig. 8 Comparison of calculated flow rate for A0 and A6 at 1800rpm

Table. 3 Value of error for A0

회전수 Type	1500rpm	1800rpm
Experiment result	6.447 CMM	7.728 CMM
numerical analysis	6.51 CMM	7.87 CMM
error	0.97 %	1.83 %

Table. 4 Value of error for A1

회전수 Type	1500rpm	1800rpm
Experiment result	7.031 CMM	8.46 CMM
numerical analysis	7.01 CMM	8.50 CMM
error	0.3 %	0.47%

Table. 5 Value of error for A2 and A3

회전수 Type	A2(1800rpm)	A3(1500rpm)
Experiment result	8.46 CMM	7.118 CMM
numerical analysis	8.52 CMM	7.25 CMM
error	0.71 %	1.7 %

Table. 3 과 Table. 4는 A0과 A1의 형상에 대한 회전속도 1500rpm과 1800rpm에서의 실험결과, 수치해석 결과와 상대오차를 나타내었고, Table. 5는 A2와 A3에 대해 각각 1800rpm, 1500rpm의 한 경우에서 비교하였다. 실험측정결과와 수치적 예측결과의 오차가 적음을 확인하였다, 이를 통해 형상과 회전속도의 변화에 따른 유량의 상대적 비교가 가능함을 알 수 있다.

4.2.1 내부 냉각 팬에 대한 수치해석

형상에 대한 영향이 예측결과에 잘 반영되는지에 대한 확인을 위해 전동기 앞의 팬과는 다소 다른 형상의 유도전동기용 내부 냉각 팬의 형상에 대해 실험결과와 수치해석 결과를 비교해 보았다.

Fig. 9는 레디얼 팬을 양력면 이산화시킨 형상이다. Table. 6은 레디얼 팬에 대한 실험결과이다.

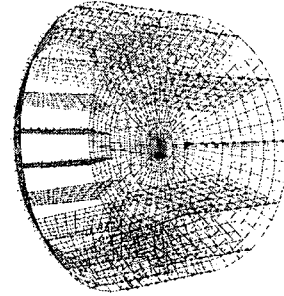


Fig. 9 Completed geometry of internal cooling fan

Table. 6 Experiment results of flow rate of radial fan of big size

회전수 Type	250rpm	300rpm	350rpm
internal fan	13.082 CMM	15.175 CMM	17.671 CMM

이 팬에 대한 유량예측을 위한 수치해석에서도 앞선 외부 냉각 팬에서의 유량예측에 사용한 수치해석 방법을 동일하게 적용하였다.

Fig. 10은 회전속도가 350rpm일 때, 이 팬에 대한 수치해석 결과이다.

앞선 외부 팬에 대한 수치해석 결과에서 확인한 바와 마찬가지로, Fig. 10을 보면 ex. 1과 ex. 2에 초기 자유 유동속도와 그 적용구간을 다르게 주어도 최종적으로 수렴하는 유량에는 차이가 거의 없음을 확인할 수 있었다.

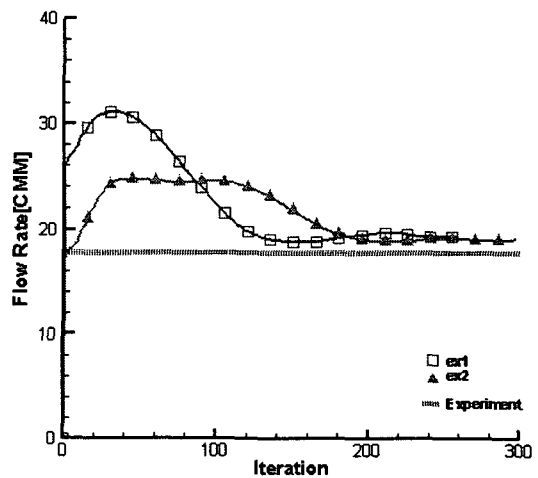


Fig. 10 Wake shape of radial fan at 350rpm

Table. 7 value of error for internal fan of big size

회전수 Type	250rpm	350rpm
Experiment result	13.082 CMM	17.671 CMM
numerical analysis	13.75 CMM	19.03 CMM
error	5.1 %	7.69 %

Table. 7는 내부 팬에 대한 실험결과와 수치해석 결과를 비교하여 상대오차를 나타내었다.

결과적으로 형상과 회전속도에 따른 실험결과와 수치해석 결과가 거의 같은 양상을 가짐을 알 수 있었다. 즉, 실험에서 얻은 형상과 회전속도에 따른 유량 크기의 대소 차이가 수치해석 결과에서도 같게 나왔다.

이는 본 연구의 수치해석 신뢰성을 확인하고자 행했던 내부 팬에 대한 결과에서도 마찬가지로의 결과를 얻었다. 초기 지정하는 자유유동속도의 크기와 적용구간에 상관없이 예측유량은 거의 동일한 값으로 수렴함을 확인하였다.

5. 결론

본 연구에 대한 결과를 통해 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 넓은 회전속도 범위(250rpm ~ 1800rpm)에서 수치해석을 통해 실험 결과와 10%이내의 오차를 갖는 유량을 예측하였다.
- (2) 특정한 운전점에서 유동장을 해석하는데 필요한 경계조건인 자유 유동속도(유입속도)를 초기 값의 크기와 적용구간에 상관없이 수렴과정에서 계산되는 변수로 놓고 적용함으로써 비교적 정확한 예측결과를 얻었다.
- (3) 실험 데이터에 의한 경계조건 없이 양력면 이산화된 형상 데이터와 팬 회전속도(rpm)만 가지고 유량을 예측하였다.
- (4) 형상에 따른 유량비교가 가능하므로 설계수단으로서 용이하며, 제한된 형상 크기 내에서 최대유량을 내는 형상을 얻을 수 있다.

6. 후기

본 논문은 에너지 관리공단과 (주)효성의 '철강압연용 고효율 유도전동기 냉각팬 개발'(2002- E- EL11- P- 01- 3- 110- 2004) 사업 주관으로 이루어 졌으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Kussner, 1941, "General Airfoil Theory", NACA TM-979.
- (2) Falkner, V.M., 1943, "The Calculation of Aerodynamic Load on Surface of Any Shape", Aeronautical Research Council, R. & M., No. 1910.
- (3) Multhopp, H., 1950, "Methods for Calculating the Lift Distribution of Wings (Subsonic Lifting-Surface Theory)", Aeronautical Research Council, R. & M., No. 2884.
- (4) Landahl, M.T., 1967, "Kernel Function for Nonplanar Oscillating Surfaces in a Subsonic Flow", AIAA Journal, Vol. 5, No. 5, pp. 1045-1046.
- (5) Albano, E. and Rodden, W.P., 1969, "A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distribution on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows", AIAA Journal, Vol. 7, No. 2, pp. 279-285.
- (6) Ueda, T. and Dowell, E.H., 1982, "A New Solution Method for Lifting Surface in Subsonic Flow", AIAA Journal, Vol. 20, No. 3, pp. 348-355.
- (7) Ueda, T. and Dowell, E.H., 1984, "Doublet-Point Method for Supersonic Unsteady Lifting Surfaces", AIAA Journal, Vol. 22, No. 2, pp. 179-186.
- (8) Katz, J., Plotkin, A., "Low Speed Aerodynamics-From Wing Theory to Panel Method", McGraw-Hill, 1991
- (9) J. H. Jung, "Analysis of Wake and Performance of Helicopter in Hover by using the Time Stepping Method" seoul university, 1997