

관류 익형송풍기의 유동장 해석

문정주*, 서성진*, 김광용**

Numerical analysis of flow in airfoil type tubular centrifugal fan

J. J. Moon*, S. J. Seo*, K. Y. Kim**

Key Words : Tubular Airfoil Type Fan(관류 익형송풍기), Navier-Stokes Equations(나비에스톡스 방정식), $k-\epsilon$ model($k-\epsilon$ 모델), $k-\omega$ model ($k-\omega$ 모델)

ABSTRACT

Three-dimensional flow through a tubular centrifugal fan with airfoil type blades are analyzed using CFX-TASCflow. Standard $k-\epsilon$ model and $k-\omega$ model are used as turbulence closures. The numerical schemes for convection terms, i.e., Upwind Differencing Scheme(UDS), Mass Weighted Skewed Upstream Differencing Scheme(MWS), Linear Profile Skewed Upstream Differencing Scheme(LPS), and Modified Linear Profile Skewed Upstream Differencing Scheme(MLPS) are also tested. And, the performance of these schemes coupled with two turbulence models are evaluated. Computational static pressure distributions are compared with experimental data obtained in this work.

1. 서론

공조용으로 널리 사용되고 있는 관류(tubular 혹은 inline-duct) 원심 익형 송풍기는 넓은 풍량 범위에서 효율이 높고 구동 동력의 변화가 적다는 장점을 가지고 있다. 특히, 일반적인 원심송풍기의 경우 설치공간이 커서 공간활용상의 비효율성의 문제가 있는 반면에 본 송풍기는 축류 덕트 내부에 원심 송풍기를 설치하여 구동하기 때문에 설치면적이 작아 공간 활용상의 장점을 가지게 된다. 그러나, 일반적으로 과도한 유로의 굴곡에 의해 소음이 커진다거나, 효율이 저하되는 문제를 가질 수 있다. 이러한 문제를 개선하여 송풍기의 내부유동구조를 정확하게 이해하고 예측하는 것이

필수적이다.

송풍기의 설계를 위한 유동해석 기법은 널리 있는 적분형 1차원 해석으로부터 각종 비점성해석, 준 삼차원해석을 거쳐 최근 들어서는 컴퓨터의 속도가 점차 빨라짐에 따라 Navier-Stokes 방정식을 이용한 삼차원 점성해석 방법이 많이 사용되고 있다.

그간 송풍기의 유동구조는 다양한 유동해석방법과 실험에 의한 유로 내부의 관찰 등을 통해 연구되어 왔다. Moore등^[1]은 부분포물선(PPNS)형 해석방법에 혼합거리 난류모델을 도입하여 원심압축기의 내부 유동장을 계산하였고, Wright^[2]는 원심송풍기의 입구 간극(inlet clearance)이 전체 송풍기의 성능에 미치는 영향에 대해 연구하였으며, Cau등^[3]은 열선풍속계를 이용한 실험적 연구를 통하여 전향익 원심송풍기 내부의 와류구조를 규명하였다. 그러나 현재까지 수치해석적 방법이나 실험에 의한 관류 원심 익형 송풍기에 관한 연구는 보고되지 않아 이 송풍기의 정확한 내부 유동구조에 대해서는 알려진 바가 없다.

본 연구에서는 관류 익형 송풍기의 입펠러를 지나

* 인하대 대학원 기계공학과
* 인하대 대학원 기계공학과
** 인하대학교 기계공학부

는 삼차원 비압축성 점성 유동을 해석하기 위해 유체 기계전용 상용 CFD 해석 프로그램인 CFX-TASCflow를 사용하여 계산하였다. 난류해석을 위해서는 일반적으로 가장 많이 사용되고 있는 표준 $k-\epsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델을 사용하여 계산결과를 비교하였으며, CFX-TASCflow에서 선택 가능한 이산화 방법에 따른 계산 결과에 대해서도 비교해 보았다. 또한, 벽면에서의 정압분포 획득실험을 통해 얻어진 결과와 계산결과를 비교하였다.

2. 유동해석

2. 1 지배방정식과 수치기법

본 연구에서는 비압축성 정상상태 점성 난류유동의 해석을 위해 3차원 Reynolds Averaged Navier-Stokes 지배방정식을 유한체적법을 적용하여 수치계산하는 CFX-TASCflow를 사용하였다.

대류항을 이산화하는 방법으로 Upwind Differencing

Scheme(UDS), Mass Weighted Skewed Upstream Differencing Scheme(MWS), Linear Profile Skewed Upstream Differencing Scheme(LPS), 그리고 Modified Linear Profile Skewed Upstream Differencing Scheme(MLPS) 기법을 사용하였다.

1차의 정확도를 가지고 있는 UDS는 해의 오차가 크고 수치확산이 존재한다고 알려져 있다. 이러한 UDS의 정확도를 향상시키기 위한 방법으로 LPS와 MWS 등의 방법이 있다. 보다 정확한 예측을 가능하게 하는 LPS는 2차의 정확도를 가지며 TASCflow에서는 Pure LPS와 Modified LPS의 두 가지 방법이 제공되고 있다. Pure LPS에서는 상류(upstream)의 값을 제어체적면에 위치한 유동변수의 값을 보간하여 구한다. Modified LPS는 상류의 값은 먼저 앞서 설명한 Pure LPS를 이용하여 구한 다음 음의 계수의 발생을 제한하기 위해 보간 인자를 수정한다. MWS는 상류의 값을 주위 격자의 질량평균으로부터 구한다. MWS는 1차의 정확도를 가지나 UDS나 그 변형에 비해 정확한 예측이 가능하다^[4].

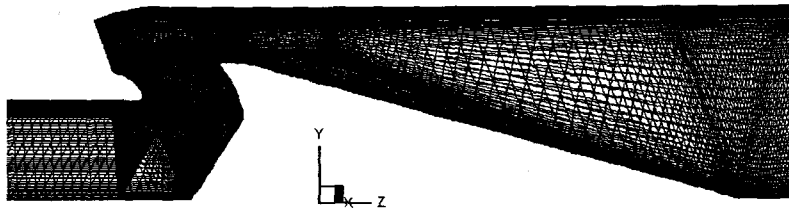


Fig. 1 Grid system

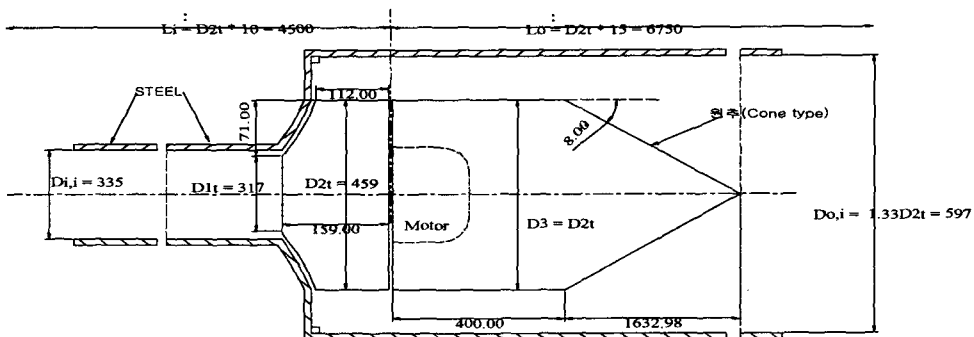


Fig. 2 Schematic Design of Fan Tester

2. 2 난류모델

유체기계의 내부 유동장 계산과 그 성능을 예측하기 위한 수치해석적 연구를 진행함에 있어서 Lakshminarayana^[5]는 난류모델의 선정과 각 난류모델들의 특징에 관해 연구를 하였고, Schulz 등^[6]은 표준 $k-\epsilon$ 난류모델을 사용하여 펌프 동역, 터빈 동역 등을 계산하였다. 또한, Chima^[7]는 천음속 압축기의 유동해석에서 0-방정식 난류모델인 Baldwin-Lomax 모델과 2-방정식 모델인 $k-\omega$ 모델의 성능을 비교하여 두 모델의 성능에는 큰 차이가 없음을 밝힌 바 있으며, Turner와 Jennions^[8]은 천음속 압축기를 수치계산함에 있어 Baldwin-Lomax 모델과 2-방정식 모델인 $k-\epsilon$ 모델을 사용하여 계산한 결과를 비교하여 $k-\epsilon$ 모델이 더 나은 성능을 가진다고 밝힌 바 있다.

본 연구에서는 TASCflow에서 제공하는 난류모델 중 표준 $k-\epsilon$ 난류모델과 $k-\omega$ 난류모델을 사용하여 계산하여 그 결과를 비교하였다. 표준 $k-\epsilon$ 난류모델을 사용한 계산의 경우 격자 수를 줄이기 위해 벽 법칙을 사용하였다.

2. 3 경계조건

본 연구에서는 임펠러를 지나는 유동이 정상상태이고 주기적이라는 가정을 바탕으로 하나의 날개영역만을 해석하였다. 계산영역은 정압측정을 위한 실험장치

와 동일한 조건으로 구성하였으며 계산영역의 입구에는 절대좌표계의 질량유량과 난류 길이척도(length scale) 등이 주어지고, 출구에는 압력조건과 종속변수의 구배가 0인 조건이 주어진다. 임펠러에 고정된 회전좌표계이므로 날개표면과 허브(back plate), 쉬라우드(front plate)는 고정된 벽으로, 외부 덕트의 벽은 임펠러 회전방향과 반대방향으로 움직이는 벽면으로 처리하였다.

2. 4 격자계

계산결과와 실험결과를 비교하기 위해 격자계는 실험장치를 바탕으로 Fig. 1에서 보여지는 바와 같이 전체 계산영역을 4개의 블록 즉, 입구 덕트 부분, inblock, 임펠러, 출구 덕트 부분으로 구성하였다. 여기서, 입구와 출구 덕트 부분은 CFX-Mesh Builder에서 격자를 생성하여 사용하였다. 계산에 사용된 격자수는 입구 덕트($61 \times 36 \times 31$), inblock($17 \times 37 \times 32$), 임펠러($32 \times 37 \times 55$), 출구 덕트($216 \times 41 \times 41$)이다. 입구 덕트 부분과 출구 덕트 부분의 길이는 각각 임펠러 직경의 5배, 10배로 하여 생성하였다.

2. 5 실험장치

본 연구에서 사용한 실험장치의 제작 도면은 Fig. 2와 같다. 실험장치는 크게 유동을 유도하기 위한 직경

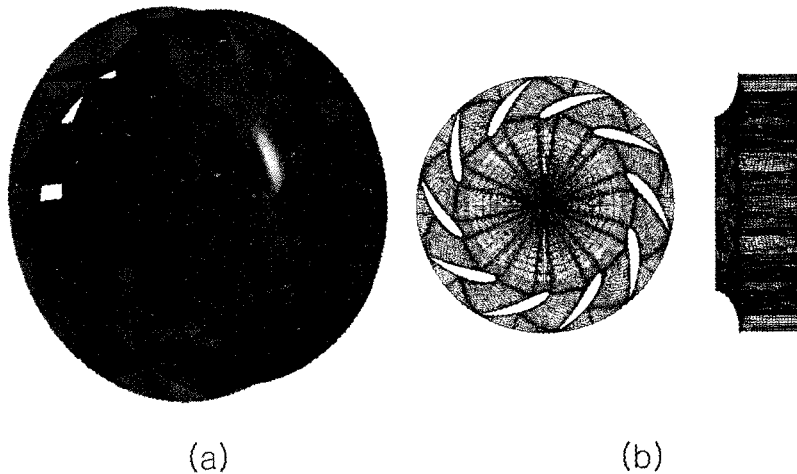


Fig. 3 The Shape of Impeller

335mm인 입구영역과 임펠러가 위치해 있는 중심영역, 그리고 직경 597mm인 출구영역으로 구성되어 있다. 벽면에서 보다 정확한 정압 분포를 측정하기 위하여 입구영역은 임펠러 직경의 10배, 출구영역은 임펠러 직경의 15배를 주었다. 실험장치의 재질은 운전 중에 발생할 수 있는 덕트의 비틀림과 변형을 방지하기 위해서 전체 실험영역에 대해서 강철(steel) 재질로 구성하였고, 입구 및 출구 덕트 부분과 임펠러 및 모터 설치 부분은 각각 플랜지 이음으로 연결된다. 출구 덕트 내부에는 임펠러 후단에 장착되어 있는 모터에 대해서 원추형의 모터캡을 설치했다. 이 모터캡 부분은 유동장의 확대에 따른 박리를 최소화하고 와류의 발생을 저하시키기 위해서 축방향에 대하여 경사면이 8°가 되도록 설치되었다.

실험 데이터의 획득은 실험장치 전체에서 이루어졌다. 데이터 측정은 입구부에 10 points, 임펠러부에 30mm 간격으로 3 points, 모터캡부에 50mm 간격으로 38 points, 출구부에 200mm에서 간격을 점차로 늘려가며 출구 끝까지 5 points로 나누어 측정했다. 모터캡 부분에 38 points에서 압력을 측정하는 것은 유동이 임펠러를 빠져나온 후 모터캡에 의한 형상변화에 의해 일어나는 압력의 변화를 자세히 알기 위함이다. 또한 각 point에서 원주방향으로 4 points에서 압력을 측정하여 평균하였다.

3. 결과 및 고찰

본 연구에서는 관류 원심 익형 송풍기에 대해 3차원 점성유동계산을 수행하였다. 수치해석에 사용된 원심 임펠러는 Fig. 3에서 보여지는 바와 같이 10개의 후향, 익형 날개를 가지고 있다. 임펠러의 입구축 직경은 317mm이고 출구축 직경은 459mm이다. 임펠러의 날개는 NACA-810 에어포일형이며 허브에서 슈라우드까지 스테거각(stagger angle)의 변화가 없이 일정한 형태이다. 회전 속도는 1750 rpm이고, 유량은 2.06 kg/s로 하여 계산하였다. 회전 속도와 유량값은 실험에 의해 획득된 값이다.

앞에서 언급했듯이 TASCflow에는 사용자가 제어할 수 있는 대류항의 처리기법으로 1차의 정확도를 갖는 UDS, MWS와 2차의 정확도를 갖는 MLPS, LPS가 있다. 이러한 수치기법과 사용되는 난류모델이 해석결과에 미치는 영향을 평가하기 위해 각각의 수치기법에 표준 $k-\epsilon$ 모델, $k-\omega$ 모델을 조합하여 수치해석을 수행하였다.

관류 원심 익형 송풍기는 일반적인 원심송풍기와는 다르게 임펠러 출구의 유로가 직각으로 꺾어져 있어 유로의 심한 곡률로 인한 손실을 가지게 된다. 이 손실은 유로 내에서 형성되는 유동의 박리와 그에 따른 와류의 형성으로 나타나게 된다. Figs. 4와 5에서 이러한 유로의 곡률로 인한 유동현상들이 계산에 사용한 각각의 수치기법과 난류모델에 의해 어떻게 예측되어지는가를 비교해 놓았다.

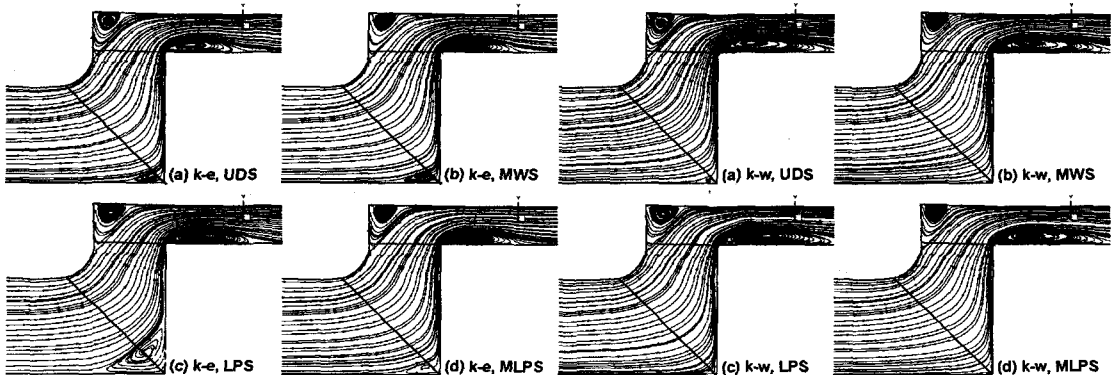


Fig. 4 The Streamline at the Mid-Pitch
: $k-\epsilon$ model

Fig. 5 The Streamline at the Mid-Pitch
: $k-\omega$ model

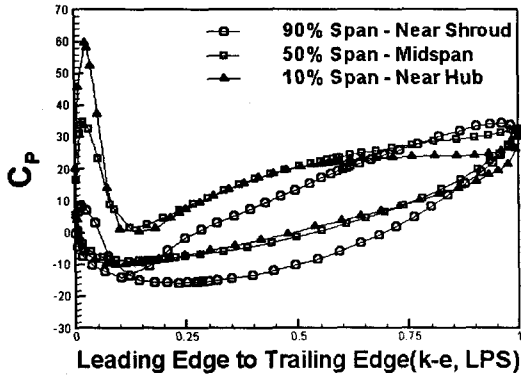


Fig. 6 Static pressure on leading edge to trailing edge : $k-\epsilon$ model

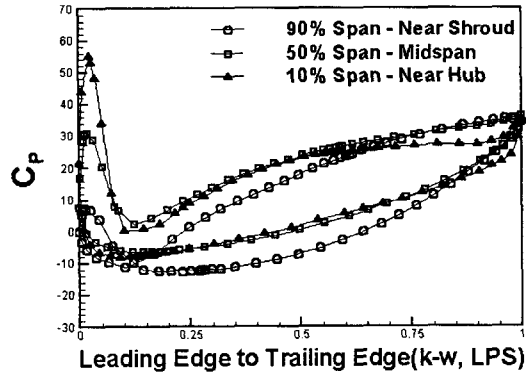


Fig. 7 Static pressure on leading edge to trailing edge : $k-\omega$ model

Fig. 4에서는 표준 $k-\epsilon$ 모델과 수치기법들을 조합해 계산한 결과이다. 유동이 임펠러 내부로 유입되면서 먼저 허브면에 닿으면서 유동의 박리가 형성된다. 이러한 유동박리에 의한 와류가 각 수치기법에 따른 계산 결과에서 모두 나타나고 있는데, 그림에서 알 수 있듯이 LPS 수치기법이 다른 수치기법들에 비해 허브 부근과 임펠러 출구에서 형성되는 와류영역을 다른 기법들에 비해 크게 예측해 내고 있음을 알 수 있다.

앞서 LPS의 해가 UDS의 해보다 비교적 정확하다고 설명한 바 있으나 이 경우에는 LPS가 허브중심의 와류를 과도하게 예측하고 있는 것을 알 수 있다. 이것은 $k-\omega$ 난류모델과 각각의 수치기법들을 조합해 계산한 결과에도 나타났다. Fig. 5에서 LPS 수치기법을 사용한 결과에서 임펠러 후단 모터캡 부분에서 예측되어진 와류의 크기가 다른 계산결과보다 크게 나타나고 있음을 알 수 있다. 이러한 LPS 수치기법의 특성에 대해 Patankar^[10]는 유동의 방향과 격자선 방향의 차이에 따라 수치 오류의 확산이 존재한다고 그의 저서에서 밝힌 바 있으며, Peric^[11]은 유동방향과 격자선의 방향이 다른 경우에 LPS와 UDS 등을 비교 연구한 결과 속도 등을 예측함에 있어서 LPS가 실험치 보다 과도 예측의 경향을 보인다는 결과를 얻은 바 있다.

Fig. 5는 $k-\omega$ 난류모델과 각 수치기법들을 조합해 계산한 결과이다. 표준 $k-\epsilon$ 난류모델을 사용해서 계산한 결과와는 다르게 $k-\omega$ 난류모델을 사용한 계산에서는 전체적으로 허브면에서 유동의 박리는 생기지만 와류로 발달하지 않았다. 또한, 임펠러 출구에서는 표

준 $k-\epsilon$ 난류모델보다 와류영역을 크게 예측하고 있는데, 이는 각 수치기법에 따른 계산 결과에 공통적으로 나타나고 있다.

계산 결과 나타난 날개면에서의 쉬라우드의 선단의 압력으로 무차원화 시킨 정압력 분포를 Fig. 6과 7에 나타내었다. 각 수치기법간의 계산 결과에 큰 차이가 없었으며, 난류모델에 따라 임펠러에서의 압력상승량이 다르게 나타나고 있음을 알 수 있었다. Fig. 6과 7은 표준 $k-\epsilon$ 난류모델과 $k-\omega$ 난류모델과 LPS 수치기법을 조합하여 계산한 결과인데, 각 계산 결과를 살펴보면, 압력면의 선단부에서 표준 $k-\epsilon$ 모델의 계산 결과가 $k-\omega$ 난류모델의 계산 결과보다 더 높게 예측되었음을 알 수 있다. Fig. 6과 7에서 날개면에서의 압력분포를 살펴보면, 대체적으로 날개의 선단부에서 압력이 높았다가 갑자기 낮아지는 압력분포를 보이고 있는데, 이는 유동이 날개 선단부에 부딪힐 때 발생하는 유동의 박리 때문인 것으로 생각된다.

실험에 의해 얻어진 정압분포를 계산치들과 비교한 것을 Fig. 8에 나타내었다. C_p 분포를 살펴보면 표준 $k-\epsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델 모두 임펠러에서 실험보다 높은 정압 상승을 예측하고 있는 것을 알 수 있다. 실제 실험장치에서는 입구 덕트부의 내경과 임펠러 입구 직경에 차이가 있다. Fig. 8에서 임펠러 부분에서 실험값과 계산값의 차이가 나는 것은 덕트 내경과 임펠러의 쉬라우드 사이의 끝 간극(tip clearance)을 무시하고 계산하였기 때문인 것으로 생각된다. 임펠러를 빠져나온 유동의 압력이 급격히 낮아진 이유는 임펠러의 허브(Back Plate) 뒤쪽에 설치되어있는 모터캡의 영향으로

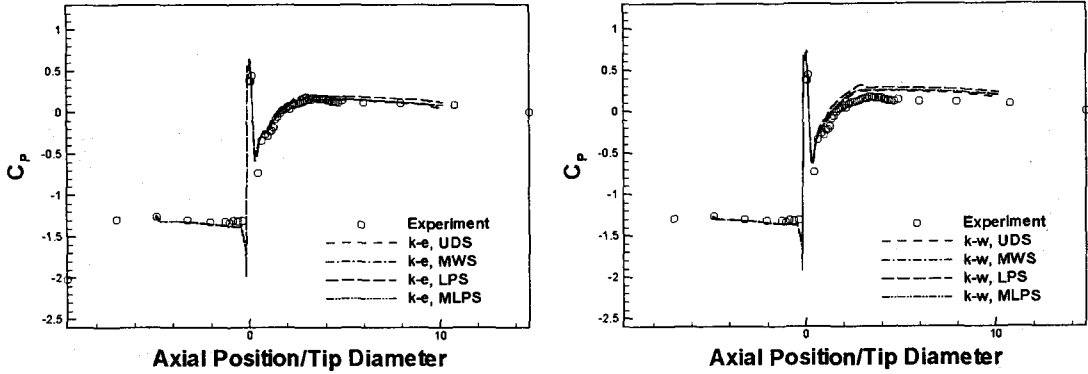


Fig. 8 Axial-wise C_p Distribution

유로가 급격히 좁아지기 때문인 것으로 생각된다.

수치기법의 차이에 따른 계산 결과의 차이는 보이지 않고 있으나, 전체적으로 표준 $k-\epsilon$ 모델이 $k-\omega$ 모델보다 실험치와 비교했을 때 대체적으로 더 좋은 결과를 예측해 내는 것으로 사료된다.

4. 결 론

본 연구에서는 상용 CFD 코드인 CFX-TASCflow를 이용하여 관류 익형-원심송풍기에 대한 유동해석을 수행하여 유동구조를 파악하고 난류모델과 수치기법이 결과에 미치는 영향을 검토하였다. 표준 $k-\epsilon$ 난류모델의 경우 임펠러의 허브 부근에서 모든 수치기법이 공통적으로 와류의 형성을 예측하였고, 특히 LPS 수치기법의 경우 다른 수치기법보다 훨씬 큰 영역의 와류를 예측하였다. 이는 유동방향과 격자선의 방향이 큰 차이를 가짐으로서 나타나는 현상이라고 사료된다. 그러나, $k-\omega$ 난류모델을 사용하여 계산한 결과에서는 허브 부근에서 유동의 박리는 존재하지만 와류 영역은 나타나지 않았다.

실험에 의해 얻어진 벽면에서의 정압분포를 각 수치기법과 난류모델에 따른 계산결과와 비교해 본 결과 표준 $k-\epsilon$ 난류모델이 $k-\omega$ 난류모델보다 실험치에 가까운 결과를 예측하고 있음을 알 수 있었다. 그러나, 수치기법의 차이에 따른 계산결과와의 차이는 무시할 수 있음을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] J. Moore, J. G. Moore, and P. H. Timmis, April, 1984, " Performance Evaluation of Centrifugal Compressor Impellers Using Three-Dimensional Viscous Flow Calculations ", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, pp475~481.
- [2] T. Wright, October, 1984, " Centrifugal Fan Performance With Inlet Clearance ", Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 106, pp. 906~912.
- [3] G. Cau, N. Mandas, G. Manfrida, and F. Nurzia, December 1987, " Measurements of Primary and Secondary Flows in an Industrial Forward-Curved Centrifugal Fan ", Journal of Fluids Engineering, Vol. 109, pp354~358.
- [4] CFX-TASCflow user Documentation, Theory Documentation.
- [5] B. Lashminarayana, September 1991, " An Assessment of Computational Fluid Dynamic Techniques in the Analysis and Design of Turbomachinery-The 1990 Freeman Scholar Lecture ", Journal of Fluids Engineering, Vol. 113, pp315~351.
- [6] H. Schulz, R. Greim, and W. Volgmann, July 1996, " Calculation of Three-Dimensional Viscous Flow in Hydrodynamic Torque

- Converters ", Journal of Turbomachinery, Vol. 118, pp578~589.
- [7] R. V. Chima, " A $k-\omega$ Turbulence Model for Quasi-Three Dimensional Turbomachinery Flows ", AIAA paper 96-0248.
- [8] M. G. Turner, I. K. Jennions, 1993, " An Investigation of Turbulence Modeling in Transonic Fans Including a Novel Implementation of an Implicit $k-\epsilon$ Turbulence Model ", Journal of Turbomachinery Vol. 115, pp249-260.
- [9] F. R. Menter, August 1994, " Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications ", AIAA-Journal Vol. 32, No. 8, pp1598-1605
- [10] S. V. Patankar, Numerical Heat Transfer and Fluid Flow,
- [11] M. Peric, 1985, " A Finite Volume for the Prediction of Three-Dimensional Flow in Complex Ducts ", Ph. D Thesis, Imperial College