

원심압축기의 유동해석을 위한 준삼차원 해석기법

안상준[†] · 오형우^{††} · 김광용^{†††}

Flow Analysis of Centrifugal Compressor Using Quasi-Three-Dimensional Analysis

S. J. Ahn, H. W. Oh and K. Y. Kim

Key Words : *Quasi-Three-Dimensional Method* (준삼차원 방법), *Blade-To-Blade* (날개면),
Meridional Plane (자오면), *Mean Streamline* (평균 유선)

ABSTRACT

This paper presents analysis of the flows through three different types of radial compressor impeller by using quasi-three-dimensional analysis method. The method obtains two-dimensional solution for velocity distribution on meridional plane, and then calculates approximately the static pressure distributions on blade surfaces. Finite difference method is used for the solutions of governing equations. The compressors have low level compression-ratio and 12 straight radial blades with no sweepback. The results are compared with experimental data and the results of inviscid analysis with finite element method. It can be concluded that the agreement is good for the cases where viscous effects are not dominant.

1. 서론

압축성 및 난류에 의한 강한 삼차원 효과가 발생하는 유체기계내의 유동장을 정확히 해석하기 위해서는 삼차원 Navier-Stokes 방정식을 풀어야한다. 그러나 컴퓨터의 발전에도 불구하고 삼차원 Navier-Stokes 방정식을 풀기 위해서는 많은 계산 시간을 필요로 하고 기하학적으로 정확한 삼차원 블레이드 형상과 합리적인 경계조건 및 난류모델을 필요로 한다.

유동장내에 압축성 및 난류에 의한 유동의 삼차원

효과가 크지 않을 경우, 비교적 적은 시간에 유체기계 내의 유동장에 관한 근사적인 해를 구할 수 있는 방법이 있다. 이것은 1952년 Wu⁽¹⁾에 의해서 제안된 자오면과 날개면에 기초한 준삼차원 해석 방법이다. 각 평면을 수직방향의 속도 성분이 없는 유면⁽²⁾으로 가정함으로써 수직으로 교차하는 두 개의 이차원 평면해석을 통해서 근사적인 삼차원 해를 구할 수 있다. 유동장은 정상상태이고 단열과정이며 작동유체는 이상기체로 가정한다.

자오면과 날개면을 해석하는 방법에는 크게 유선 곡률법과 행렬법이 있다. 1964년 Katsanis⁽³⁾는 유선 곡률법을 이용해서 자오면과 날개면을 해석하였고, 오일러식에 점성효과를 고려하는 손실모델을 제안하였다. 1977년 Bosman⁽⁶⁾은 행렬식을 원심 압축기와 터빈에 적용하여 계산하였다. Adler와 Krimeman⁽⁷⁾은 유한 요소법을 이용하여 압축성 유동에 관한 연구를 수행했다.

* 인하대학원 기계공학과
** 나다 S&V 기술연구소
*** 인하대학교 기계공학부

Wu⁽⁸⁾, Zhengming⁽⁹⁾는 자오면과 날개면을 각각 계산하지 않고, 함께 계산하였다.

본 연구에서는 준삼차원 해석방법을 세 가지 원심형 임펠러의 해석에 적용하였다. 임펠러내의 유동에서 압력면과 흡입면에서의 점성영향은 비교적 작기 때문에 고려하지 않았다. 이 임펠러들은 Mizuki등⁽³⁾이 개발하여 실험을 수행하였고, 본 논문에서는 이들을 임펠러 A,B,C로 명명하기로 한다. 동일한 임펠러 모델에 대해 Adler와 Krimeman⁽⁴⁾이 비점성 삼차원유동의 지배방정식을 유효요소법으로 계산한 바 있다. 또한 본 연구에서는 회전 절대 속도분포 계산을 위한 경험식을 도입하였으며, 계산 결과를 실험치와 함께 오일러식의 유효요소 해법에 의한 계산결과와도 비교하였다.

2. 해석방법

준삼차원 해석 방법은 준 수선(Quasi-orthogonal)⁽⁵⁾인

격자계로 구성된 자오면과 날개면을 해석한다. 먼저 자오면은 자오면 상에서 유선방향과 이에 수직인 방향으로 해석한다. 만일 임펠러내에 압축정도가 심하지 않을 경우, 유체기계 내부의 속도는 아음속이고 지배방정식은 타원형 방정식이 된다. 좌표계는 원통 좌표계를 자오면상의 준수선 좌표계로 변환한다. 계산의 용이성과 변수를 줄이기 위해서 유동함수를 도입한다.

비선형 지배 방정식은 초기 밀도 가정에 의해서 선형화 하였고, 반복 순환법에 의해서 연속방정식을 만족시켰다. 날개면은 자오면의 유선을 회전축에 관하여 회전했을 때, 나타나는 유동표면인 회전체면으로 가정하였고 먼저 계산된 자오면에서의 속도분포에 근거하여 계산한다. 임펠러의 압력면과 흡입면에서의 정압분포 계산을 위해서 먼저 두 면사이의 유동분포는 선형변화를 갖는다는 가정에 의해서 속도성분을 계산하였고, 이상기체 상태 방정식에 의해서 정압 분포를 계산

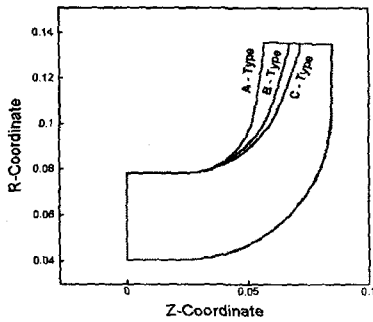


Fig. 1 Meridional Configuration of Impeller A,B,C

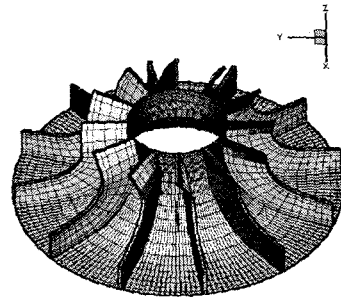


Fig. 2 3-D geometry in impeller A

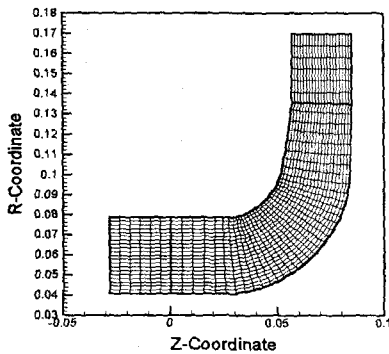


Fig. 3 Grid on S2 Plane in Impeller A

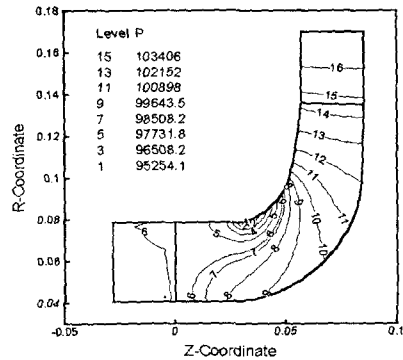


Fig. 4 Static Pressures Contour on Meridional Plane

하였다. 유량은 다음 식에 의해서 계산하였다.

$$G = S_2 \cdot \gamma_2 \cdot \phi \cdot U_2 \quad (1)$$

위의 식에서 S_2 는 출구에서의 단면적, γ_2 는 작동유체의 비중량, ϕ 는 유량계수 그리고 U_2 는 임펠러의 회전 각속도를 나타낸다. 자오면에 관한 경계 조건으로서 회전 절대속도 계산을 위하여 Carter's rule⁽¹⁰⁾ 과 Wiesner slip식,⁽¹¹⁾ 두 방법을 이용한 계산 결과를 비교하였다. Carter's rule은 주로 축류형 임펠러에 사용되는 식으로, 이 식을 사용해 임펠러의 입·출구 각에 의해서 일탈각(δ)을 추정할 수 있고, 출구에서의 속도 삼각형에 의해서 회전 절대속도 성분($C_{\theta 2}$)을 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\delta = \frac{\gamma_1 - \gamma_2}{4\sigma^{1/2}} \quad (2)$$

$$C_{\theta 2} = U_2 - C_{m2} \cdot \tan \delta \quad (3)$$

위의 식에서 γ 는 입·출구에서의 임펠러의 각, σ 는 solidity, U_2 는 임펠러의 각속도, 그리고 C_{m2} 는 출구에서의 자오면 절대속도 성분을 나타낸다.

다른 방법으로는 Wiesner의 slip식을 이용하여 회전 절대속도를 계산할 수 있다. 이 식은 아래와 같이 slip factor(K)를 정의한다.

$$K = 1 - \sqrt{\cos \beta_{2b}} / Z_r^{0.7} \quad (4)$$

여기서 β_{2b} 는 출구에서의 임펠러 각, Z_r 은 임펠러의

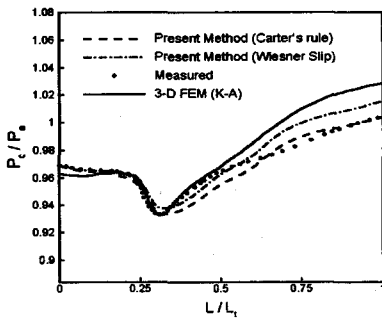


Fig. 5 Static Pressures along the Shroud of Impeller A on S2 Plane

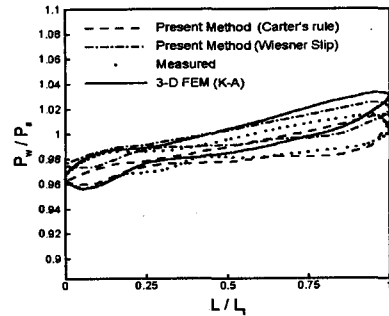


Fig. 6 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller A on Hub

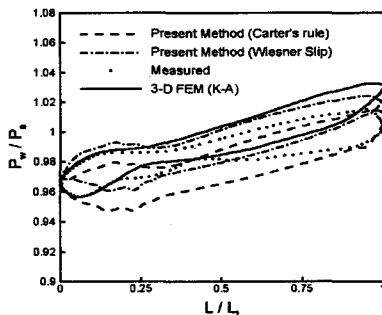


Fig. 7 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller A on Mean Streamline Surface

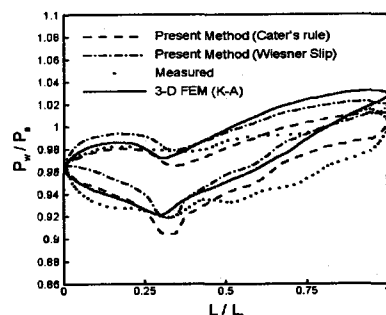


Fig. 8 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller A along Shroud

날개수를 나타낸다. 위의 식에 의해 slip factor를 계산한 후, 출구에서의 속도 삼각형을 이용한 다음 식들에 의하여 회전 절대속도 분포를 계산한다.

$$K = 1 - \frac{C_{slip}}{U_2} \quad (5)$$

$$C_{\theta 2} = U_2 - C_{slip} \quad (6)$$

여기서 C_{slip} 은 출구에서 일탈각에 의한 slip 속도이다.

2. 1 지배방정식

유동함수를 종속변수로 하는 지배방정식은 $Wu^{(1)}$ 에 의해서 제시된 운동량 방정식으로부터 유도된다. 자오평면 상의 운동량 방정식은 다음과 같이 유선방향과 이에 Quasi orthogonal한 방향의 s, t 좌표계로 변환되고 종속변수가 유동함수로 변환된다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial^2 \psi}{\partial s^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial t^2} - \frac{\partial \psi}{\partial s} \left(\frac{\sin \phi}{r} + \frac{1}{B} \frac{\partial B}{\partial s} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial s} \right) \\ & - \frac{\partial \psi}{\partial t} \left(\frac{\cos \phi}{r} + \frac{1}{B} \frac{\partial B}{\partial t} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial t} - \frac{\partial \psi}{\partial s} \right) \\ & + \frac{rB\rho}{wW_s} \left[\frac{W_\theta}{r} \frac{\partial(rV_\theta)}{\partial t} + \xi W^2 + \zeta + F_t \right] = 0 \quad (7) \end{aligned}$$

여기에서

$$\xi = \frac{1}{2} \left(\frac{R}{C_p} \frac{\partial P'}{\partial t} - \frac{1}{T'} \frac{\partial T'}{\partial t} \right) \quad (8)$$

$$\zeta = \omega^2 r \cos \phi - \frac{RT'}{P'} \frac{\partial P'}{\partial t} \quad (9)$$

$$F_t = \frac{\partial \theta}{\partial t} \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial \theta} \quad (10)$$

위의 식에서 ψ 는 유동함수, ϕ 는 회전축과 s좌표축과의 각도, B는 압력면과 흡입면사이의 거리, ω 는 각속도, R은 기체상수, F_t 는 날개면 사이의 유동평면에 수직으로 작용하는 힘의 t방향 성분을 나타내고 이는 원

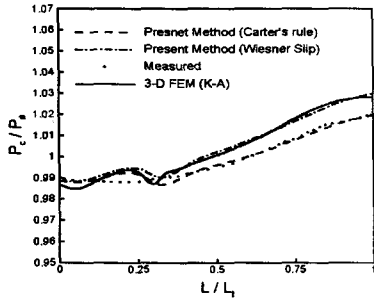


Fig. 9 Static Pressures along the Shroud of Impeller B on S2 Plane

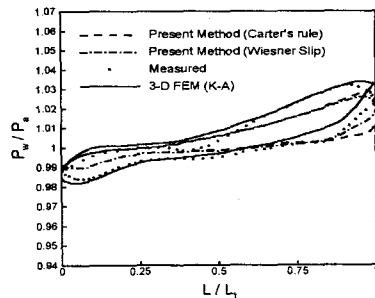


Fig. 10 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller B on Hub

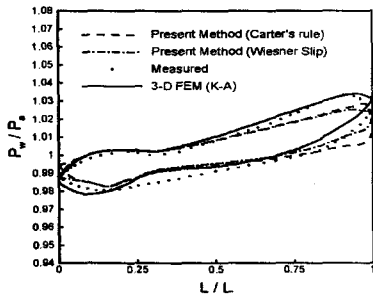


Fig. 11 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller B on Mean Streamline Surface

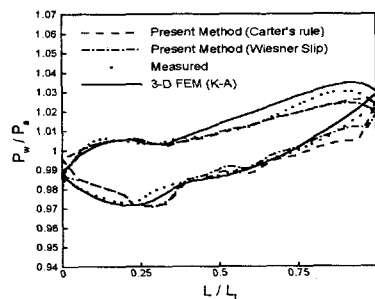


Fig. 12 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller B on Shroud

주방향의 압력 변화율에 비례한다 그리고 윗첨자는 relative stagnation 조건을 의미한다.

2. 2 경계조건

먼저 자오면의 유동해석을 위해서는 허브와 쉬라우드 그리고 입구와 출구에서의 경계조건이 필요하다. 허브에서는 유동함수값을 0, 쉬라우드에서는 1로 하는 Dirichlet 조건을 주었다. 입구와 출구에서는 절대 압력, 절대 온도와 회전 방향의 절대속도를 주었다. 입구와 출구영역에서는, 유선과 입출구 경계가 서로 수직이라는 가정에 의해서 입출구 단면에 관하여 유동함수의 변화율이 0인 조건을 주었다.

$$\text{허브} : \psi = 0 \quad (11)$$

$$\text{쉬라우드} : \psi = 1 \quad (12)$$

$$\text{입구} : \left(\frac{\partial\psi}{\partial\eta}\right)_{in} = 0 \quad (13)$$

$$\text{출구} : \left(\frac{\partial\psi}{\partial\eta}\right)_{out} = 0 \quad (14)$$

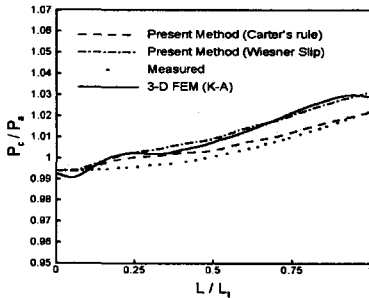


Fig. 13 Static Pressures along the Shroud of Impeller C on S2 Plane

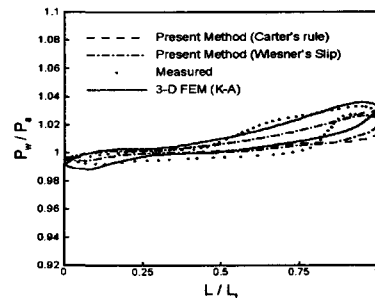


Fig. 14 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller C on Hub

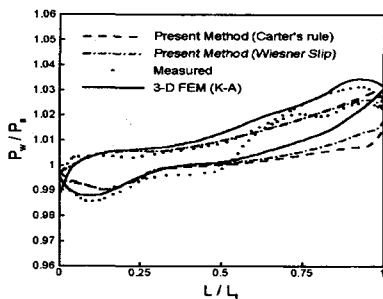


Fig. 15 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller C on Mean Streamline Surface

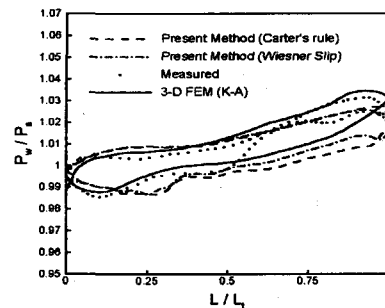


Fig. 16 Static Pressures along the blade Surfaces of Impeller C on Shroud

3. 결과 및 고찰

본 연구에서의 유동 해석에 사용된 압축기는 날개가 12개인 반경류 원심형 임펠러로 구성되어 있으며, 6000rpm의 일정한 속도로 작동한다. 세 가지 형상의 임펠러 A, B, C를 준삼차원 방법에 의하여 해석하였다. 작동유체는 공기이고 유동계수는 0.5로 하였다. 각 임펠러의 허브면의 곡률은 동일하지만 쉬라우드의 곡률은 서로 다르다. Fig 1은 자오면상의 쉬라우드의 곡률이 서로 다른 임펠러 A, B, C 형상을 나타낸다. Fig. 2는 임펠러 A의 삼차원 형상을 나타낸다. Fig. 3은 임펠러 A의 자오면상의 준 수선 격자계를 나타낸다.

Fig. 4는 임펠러 A형의 자오 평면상의 정압분포를 나타낸다. 임펠러 A의 경우 다른 임펠러에 비하여 유동 방향으로 쉬라우드의 급격한 곡률 변화에 의하여 $L/L_t = 0.3$ 부분에서 강한 유동박리가 발생하여 정압이 급격히 감소하는 것을 보여준다. Fig. 5는 자오면 해석에 의한 임펠러 A의 쉬라우드에서의 정압분포를 나타낸다. Fig 6은 유동함수값이 0인 허브에서 압력면

과 흡입면 상의 정압분포를 나타낸다. Fig. 7은 자오면의 유동함수값이 0.5인 평균유선에서의 압력면과 흡입면 상의 정압 분포를 나타낸다. Fig. 8은 자오면에서의 유동함수값이 1인 슈라우드에서의 정압 분포를 나타낸다. 임펠러 A의 경우 점성 효과가 크게 작용하는 유선 방향으로 이동함에 따라 해의 부정확성이 증가하였다.

Fig. 9는 임펠러 B의 자오면 해석에 의한 슈라우드에서의 정압분포를 나타낸다. 임펠러 A에 비하여 유동 박리가 크게 발생하지 않는다. Fig. 10은 자오면의 유동함수 0인 허브에서의 압력면과 흡입면 상의 정압분포를 나타낸다. Fig. 11은 유선 함수 0.5인 평균유선면에서의 압력면과 흡입면 상의 정압분포를 나타낸다. Fig. 12는 유동함수 1인 슈라우드에서의 정압분포를 나타낸다.

Fig. 13은 임펠러 C의 자오면 슈라우드에서의 정압분포를 나타낸다. Fig. 14부터 Fig. 16까지는 자오면의 허브, 유선면, 슈라우드에서의 압력면과 흡입면 상의 정압분포를 나타낸다. 임펠러 C의 경우 실제로 슈라우드에서 점성효과가 크게 발생하는 것을 알 수 있다. 임펠러 C의 경우 출구에서의 급격한 단면적 감소에 의한 역압력 구배가 발생하여 흡입면에서 강한 wake가 발생하는 것을 실험결과에서 보여주고 있다.

세 임펠러에서 초기 자오평면상의 출구에서의 유동 해석에서 Wiesner slip식에 의한 정압값이 Carter's rule의 정압값 보다 크게 나타났다. 출구에서의 단면적이 감소함에 따라, 두 방법에서 압력면과 흡입면에서의 정압값의 차이가 감소하는 것을 알 수 있었다. 일반적으로 Carter's rule에 의한 결과값이 실험값과 잘 일치하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 저압 압축기로 분류되는 세 가지 형상의 임펠러를 준삼차원 방법에 의하여 유동 해석하였고 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 유선의 곡률의 변화가 심하거나 유동장내에 삼차원 효과 및 점성효과가 큰 경우에는 준삼차원 방법에 의한 날개면 해석의 결과는 실험치와 잘 일치하지 않았다.
- (2) 삼차원 비점성 해석에 의한 결과와 비교하여 날개면에서는 비교적 부정확한 계산 결과를 얻었지만 자오면 해석에서는 실험값과 잘 일치하는 결과를 얻었다.

- (3) 경계조건인 회전 절대속도 계산에서는 Carter's rule을 사용한 경우가 Wiesner slip식을 사용한 경우 보다 좋은 유동해석 결과를 보였다.

본 연구를 통하여 유체기계 임펠러 내의 유동 현상을 준삼차원 방법에 의한 빠른 계산을 통해 파악할 수 있었다. 앞으로 점성효과를 고려한 손실모델을 개발하여 적용하면 보다 정확한 유동해석 결과를 얻을 수 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

- (1) Wu, Chung-Hua, 1952, "A General Theory of Three-Dimensional Flow in Subsonic and Supersonic Turbomachines of Axial-, and Radial-, and Mixed-Flow Types" NACA TN 2604
- (2) 이광렬, 백재현, 2000, "Flow Analysis of Turbomachinery Using Quasi- 3 Dimensional Model " 포항공과대학교
- (3) S. Mizuki, I. Ariga, I. Wadanabe, 1974, "Investigation Concerning the blade Loading of Centrifugal Impellers" ASME Paper, 74-GT-143.
- (4) D. Adler, Y. Krimerman, 1974, "Comparison Between the Calculated Subsonic Inviscid Three-Dimensional Flow in a Centrifugal Impellers and Measurements" Technion I. I. T, Haifa, Israel.
- (5) T. Katsanis, 1964, "Use of Arbitrary Quasi-Orthogonals for Calculating Flow Distribution in the Meridional Plane of a Turbomachine" NASA TN D-2546.
- (6) C. Bosman, M. A. I. EL-Shaarawi, 1977, "Quasi-Three-Dimensional Numerical Solution of Flow in Turbomachines" Trans. ASME, series
- (7) Y. Krimerman, D. Adler, 1978, "The Complete Three-Dimensional Calculation of the Compressible Flow Field in Turbo Impeller" Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 20, pp.149-158.
- (8) Wen-Quan. Wu, Rong-Guo. Zhu, 1980 "Computational Design of Turbomachine Blades" Journal of Aircraft, Vol.17, No5, pp.319-325

- (9) Wang. Zhengming, 1985, "Solution of Transonic S_1 Surface Flow by Successively Reversing the Direction of Integration of the Stream Function Equation" Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Trans. ASME, series Vo.107, pp277-285
- (10) E. Logan, 1993, "Turbomachinery Basic Theory and Applications", Marcel Dekker, New York
- (11) David Japikse, Nicholas C. Baines, 1994, "Introduction to Turbomachinery", Oxford University press