

원심압축기의 유동해석을 위한 준삼차원 해석기법

안상준* · 김광용**

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

S. J. Ahn*, 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 the analysis of 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 backsweep. The results are compared with experimental data and the results of three-dimensional inviscid analysis with those by finite element method. It is found that the agreements with experimental data are good for the cases where viscous effects are not dominant.

1. 서 론

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 유체기계내의 유동장에 관한 근사적인 해를 구할 수 있는 방법

이 있다. 이것은 1952년 Wu⁽¹⁾에 의해서 제안된 자오면과 날개면에 기초한 준삼차원 해석 방법이다. 각 평면을 수직방향의 속도 성분이 없는 유면으로 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⁽²⁾는 유선 곡률법을 이용해서 자오면과 날개면을 해석하였고, 오일러 식에 점성효과를 고려하는 손실모델을 제안하였다. 1977년 Bosman과 EL-Shaarawi⁽³⁾는 행렬식을 원심 압축기와 터빈에 적용하여 계산하였다. Krimeman과 Adler⁽⁴⁾는 유한 요소법을 이용하여 압축성 유동에 관

* 인하대학원 기계공학과

** 인하대학교 기계공학과

E-mail : kykim@inha.ac.kr

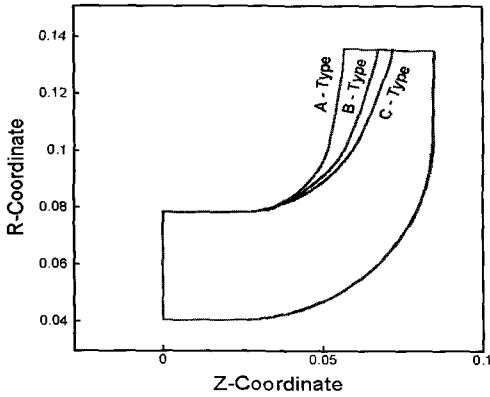


Fig. 1 Meridional Configuration of Impeller A,B,C

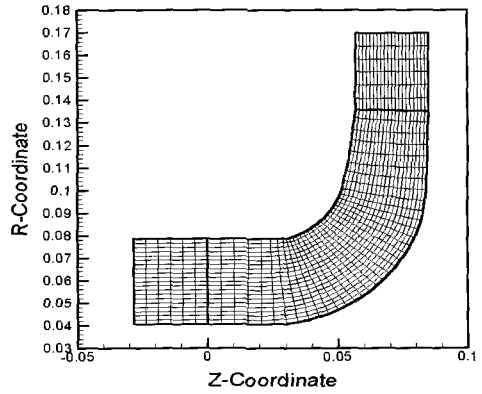


Fig. 3 Grid on S2 Plane in Impeller A

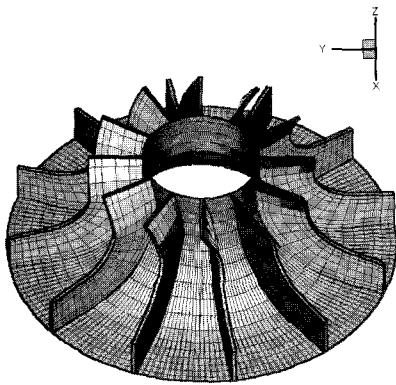


Fig. 2 3-D geometry in impeller A

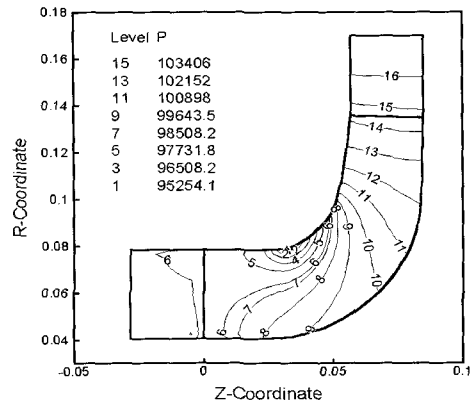


Fig. 4 Static Pressures Contour on Meridional Plane

한 연구를 수행했다. Wu⁽⁵⁾와 Wang⁽⁶⁾은 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 Mizuki 등⁽⁷⁾이 개발하여 실험을 수행하였고, 본 논문에서는 이들을 임펠러 A, B, C로 명명하기로 한다. 동일한 임펠러 모델에 대해 Adler와 Krimeman⁽⁸⁾이 비점성 삼차원유동의 지배방정식을 유한요소법으로 계산한 바 있다. 이전의 연구들에서는 Mizuki 임펠러를 개별적으로 해석한 반면, 본 연구에서는 Mizuki 임펠러 A, B, C 형을 함께 해석하여 비교하였다. 본 연구에서는 회전 절대속도분포 계산을 위해 축류형 임펠러에 적용되던 Carter's rule⁽⁹⁾을 원심형 임펠러에 적용하여 그 결과를 Wiesner slip식(10)을 이용한 결과와 함께 실험치 및 Adler와

Krimeman⁽⁸⁾의 삼차원 Euler해석의 계산결과와 비교하였다.

2. 해석방법

준삼차원 해석 방법은 준 수선 (Quasi-orthogonal) 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 계산하였다. 유량은 다음 식을 사용해 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⁽⁹⁾ 과 Wiesner slip식, (10) 두 방법을 이용한 계산 결과를 비교하였다. Carter's rule은 주로 축류형 임펠러에 사

용되는 식으로, 이 식을 사용해 임펠러의 입·출구 각에 의해서 일탈각 (δ)을 추정할 수 있고, 출구에서의 속도삼각형에 의하여 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 날개각, 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.

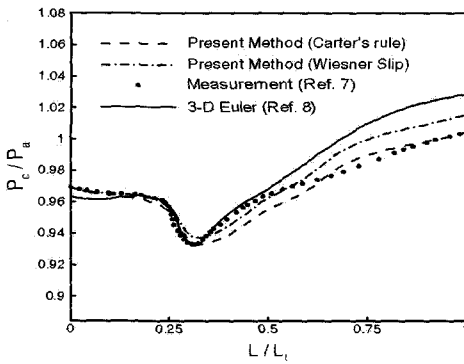


Fig. 5 Static pressures along the shroud of impeller A on the S2 plane

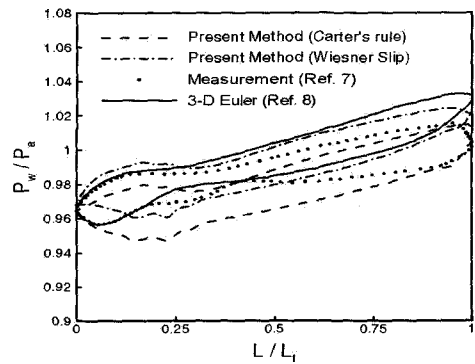


Fig. 7 Static pressures along the blade surfaces of impeller A on mean streamline surface

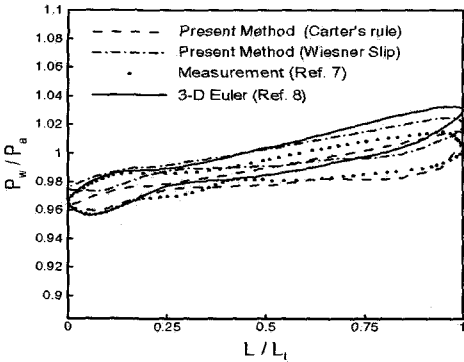


Fig. 6 Static pressures along the blade surfaces of impeller A on hub

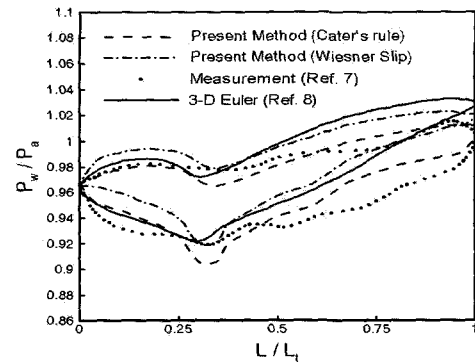


Fig. 8 Static pressures along the blade surfaces of impeller A along shroud

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

여기서 β_{2b} 는 출구에서의 임펠러 날개각, Z_r 은 임펠러의 날개수를 나타낸다. 위의 식에 의해 slip factor를 계산한 후, 출구에서의 속도 삼각형을 이용한 다음 식들에 의하여 회전 절대속도 분포를 계산한다.

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

$$C_{a2} = U_2 - C_{slip} \quad (6)$$

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.

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

여기서

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

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

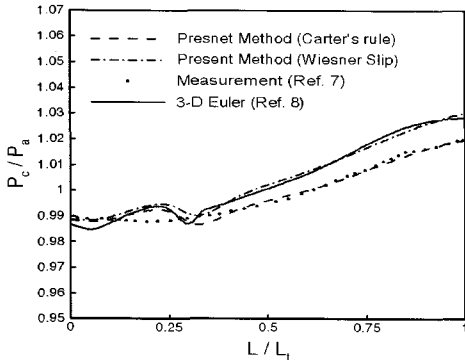


Fig. 9 Static pressures along the shroud of impeller B on S2 plane

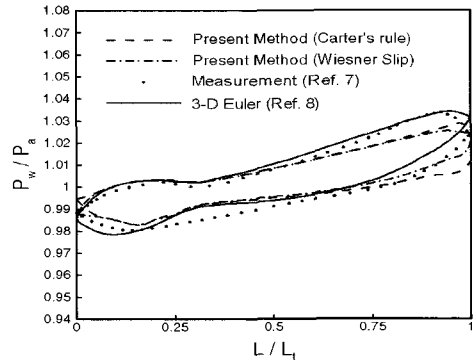


Fig. 11 Static pressures along the blade surfaces of impeller B on mean streamline surface

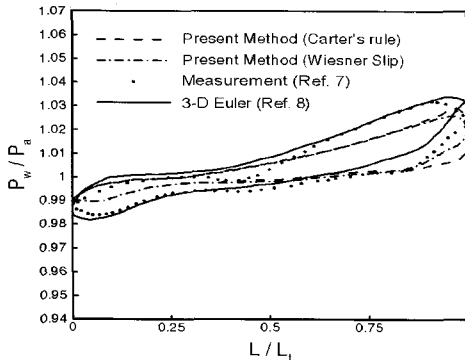


Fig. 10 Static pressures along the blade surfaces of impeller B on hub

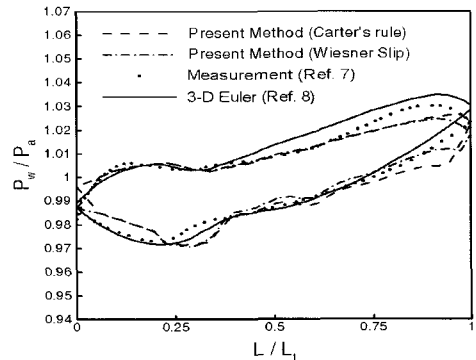


Fig. 12 Static pressures along the blade surfaces of impeller B on shroud

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

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 원주방향의 압력 변화율에 비례한다 그리고 윗첨자는 relative stagnation 조건을 의미한다.

2. 2 경계조건

먼저 자오면의 유동해석을 위해서는 허브와 슈라우드 그리고 입구와 출구에서의 경계조건이 필요하다. 허브에서는 유동함수값을 0, 슈라우드에서는 1로 하는 Dirichlet 조건을 주었다. 입구와 출구에서는 절대 압력, 절대 온도와 회전 방향의 절대속도를 주었다. 입

구와 출구영역에서는, 유선과 입출구 경계가 서로 수직이라는 가정에 의해서 입출구 단면에 관하여 유동함수의 변화율이 0인 조건을 주었다.

$$\text{허브} : \psi = 0 \quad (11)$$

$$\text{슈라우드} : \psi = 1 \quad (12)$$

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

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

3. 결과 및 고찰

본 연구에서의 유동 해석에 사용된 압축기는 날개가 12개인 반경류 원심형 임펠러로 구성되어 있으며, 6,000rpm의 일정한 속도로 작동한다. 세 가지 형상의

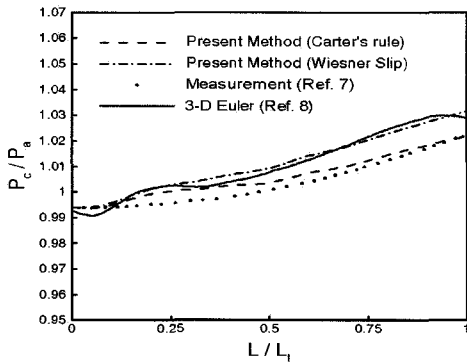


Fig. 13 Static pressures along the shroud of impeller C on S2 plane

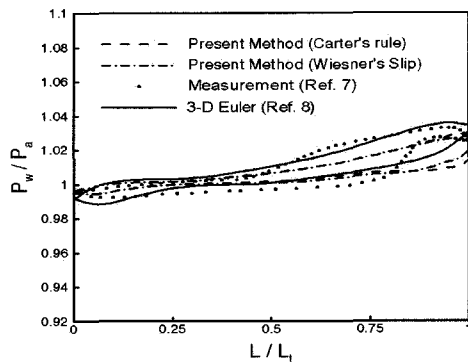


Fig. 15 Static pressures along the blade surfaces of impeller C on mean streamline surface

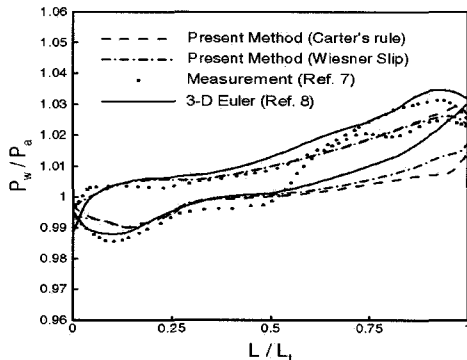


Fig. 14 Static pressures along the blade surfaces of impeller C on hub

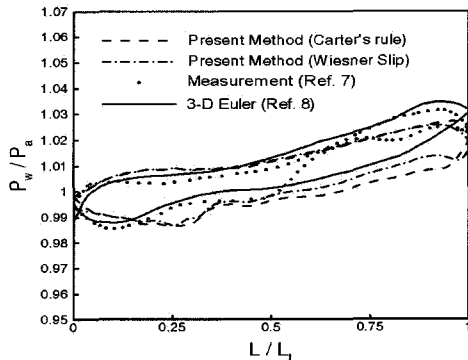


Fig. 16 Static pressures along the blade surfaces of impeller C on shroud

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. 유선 방향의 수평 격자계에 대해 수직 격자계의 준직교(Quasi-orthogonal) 특성만 보장된다면, 전체 격자수 증가는 결과값에 영향을 주지 않는다.

Fig. 4는 임펠러 A형의 자오 평면상의 정압분포를 나타낸다. Carter's rule⁽⁹⁾과 Wiesner slip식⁽¹⁰⁾에 의한 준삼차원 계산결과가 Adler와 Krimeman⁽⁸⁾의 유한요소법(FEM)을 사용한 Euler해석결과와 함께 Mizuki 등⁽⁷⁾에 의한 실험치와 비교되었다. 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 압력면과 흡입면 상의 정압분포를 나타낸다. 압력면 상에서는 모든 계산치가 실험치와 차이를 보이고 있으나 흡입면에서는 Carter's rule에 의한 계산결과가 실험치와 잘 일치하는 결과를 보여주고 있다. Fig. 7은 자오면의 유동함수값이 0.5인 평균유선에서의 압력면과 흡입면 상의 정압 분포를 나타낸다. 이 경우 허브에서와는 달리 흡입면 상에서도 계산치는 실험치와 비교적 큰 차이를 보이고 있다. Fig. 8은 자오면에서의 유동함수값이 1인 쉬라우드에서의 정압 분포를 나타낸다. 이 경우에도 평균유선면에서와 같이 흡입면과 압력면에서 공히 실험치와 계산치의 차이가 발견되고 있다. 이러한 계산치와 실험치의 차이는 공통적으로 박리점 이후에 크게 나타나고 있어 박리로 인한 점성효과의 증대가 주된 원인임을 알 수 있다. 그러나, 전반적인 정압상승은 세 위치에서 공히 Carter's rule에 의해 잘 예측되고 있다. 아울러 Euler해석에 의한 계산결과는 준삼차원 계산결과에 비해 박리점 이후에 실험치와 더 큰 차이를 보이고 있어 준삼차원 해석 보다 점성효과에 대해 더 민감하다는 것을 알 수 있다.

Fig. 9는 임펠러 B의 자오면 해석에 의한 쉬라우드에서의 정압분포를 나타낸다. 임펠러 A에 비하여 유동박리가 작게 발생함을 알 수 있다. Fig. 10은 자오면의 유동함수 0인 허브에서의 압력면과 흡입면 상의 정압

분포를 나타낸다. Fig. 11은 유선 함수 0.5인 평균유선면에서의 압력면과 흡입면 상의 정압분포를 나타낸다. Fig. 12는 유동함수 1인 쉬라우드에서의 정압분포를 나타낸다. 박리구역의 축소로 인한 점성효과의 상대적인 감소로 인해 세 위치에서 공히 임펠러 A의 경우에 비해 계산치들 사이의 상대적 차이와 함께 계산치와 실험치의 차이가 크게 줄었음을 알 수 있다. 이 경우 유한요소법에 의한 삼차원 Euler해석의 결과는 준삼차원 해석결과에 비해 특히 압력면에서 다소 나은 결과를 보여주고 있다.

Fig. 13에서 16까지는 임펠러 C에 대한 계산 결과를 보여준다. 임펠러 C의 경우 출구에서의 급격한 단면적 감소에 의한 역압력 구배가 발생하여 흡입면에서 강한 와류가 발생하는 것을 실험결과⁽⁷⁾에서 보여주고 있다. 이로 인한 점성효과의 증대가 임펠러 B의 경우에 비해 흡입면 상에서의 계산치와 실험치의 차이를 크게 하고 있음을 알 수 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. 세 임펠러에 대해 공히 자오면 해석에 의한 쉬라우드에서의 정압분포에서 Carter's rule에 의한 계산결과가 실험값과 가장 잘 일치하였으며, 점성효과가 가장 크게 나타난 임펠러 A에서 정압상승을 역시 가장 잘 예측하였다.

4. 결 론

본 연구에서는 저압 압축기로 분류되는 세 가지 형상의 임펠러를 준삼차원 방법에 의하여 유동 해석하여 두가지 방식의 경계 회전속도 계산방법에 의한 결과를 비교하고, 삼차원 Euler해석결과와도 비교하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 유동의 박리에 의해 점성효과가 커질수록 날개면 근처에서 준삼차원 방법에 의한 해석 결과와 실험치의 차이는 커진다.
- (2) 준삼차원 기법에 의한 결과는 삼차원 Euler해석에 의한 결과에 비해 점성효과에 대해 덜 민감한 결과를 보인다.
- (3) 경계조건인 회전 절대속도 계산에서는 Carter's

rule을 사용한 경우가 Wiesner slip식을 사용한 경우 보다 자오면 해석에 의한 쉬라우드에서의 정압분포 예측에서 매우 우수한 성능을 보인다.

참 고 문 헌

- (1) Wu, C. H., 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) Katsanis, T., 1964, "Use of Arbitrary Quasi-Orthogonals for Calculating Flow Distribution in the Meridional Plane of a Turbomachine," NASA TN D-2546.
- (3) Bosman, C., EL-Shaarawi, M. A. I., 1977, "Quasi-Three-Dimensional Numerical Solution of Flow in Turbomachines," Trans. ASME.
- (4) Krimerman, Y., Adler, D., 1978, "The Complete Three-Dimensional Calculation of the Compressible Flow Field in Turbo Impeller," Journal of Mechanical Engineering Science, Vol. 20, pp.149~158.
- (5) Wu, W. Q., Zhu, R. G., 1980 "Computational Design of Turbomachine Blades," Journal of Aircraft, Vol.17, No.5, pp.319~325.
- (6) Wang, Z., 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, Vol. 107, pp. 277~285.
- (7) Mizuki, S., Ariga, I., Wadanabe, I., 1974, "Investigation Concerning the blade Loading of Centrifugal Impellers," ASME Paper, 74-GT-143.
- (8) Adler, D., Krimerman, Y., 1974, *Comparison Between the Calculated Subsonic Inviscid Three-Dimensional Flow in a Centrifugal Impellers and Measurements*, Technion I. I. T, Haifa, Israel.
- (9) Logan, E., 1993, *Turbomachinery Basic Theory and Applications*, Marcel Dekker, New York.
- (10) Japikse, D., Baines, N. C., 1994, *Introduction to Turbomachinery*, Oxford University press.