

〈논 문〉

설계점 및 탈설계점에서의 원심압축기 회전차 내부 2차유동

최영석* · 강신형**

(1995년 10월 23일 접수)

Secondary Flows through an Impeller of Centrifugal Compressor at Design and Off-Design Conditions

Y. -S. Choi and S. -H. Kang

Key Words : Centrifugal Compressor(원심압축기), Secondary Flow(2차유동), Jet-Wake Flow(제트-웨이크 유동), 3-Dimensional Flow Analysis(3차원 유동해석)

Abstract

The flow through a centrifugal compressor impeller was calculated using the 3-dimensional Navier-Stokes solution method. A control volume method based on a rotating curvilinear coordinate system was used to solve the time-averaged Navier-Stokes equations, and a standard $k-\epsilon$ model was used to obtain eddy viscosity. Numerical results and experimental data were compared for the overall performance of the impeller, the pressure distributions along the shroud wall and the detailed flowfields at the design and off-design conditions, which showed good coincidence. The flow through the impeller is complex with the curvature of the streamlines and rotation. The development of secondary flows and the jet-wake flow characteristics, which is the main source of flow loss, was discussed. Calculation results show quite different patterns as the flow rate changes.

기 호 설 명			
b	: 자오면에서 슈라우드와 허브 사이의 폭	p	: 압력
C	: 절대속도	p^*	: 회전 총압 ($p + 1/2\rho W^2 - 1/2\rho\omega^2 r^2$)
C_p	: 정압비열	p^*	: 무차원화된 회전 총압 ($P^* = \frac{p^* - p_{min}^*}{p_{max}^* - p_{min}^*}$)
$C_\mu, C_1, C_2, \sigma_k, \sigma_\epsilon$: $k-\epsilon$ 모델의 상수	PS	: 압력면
G^1, G^2, G^3	: 검사표면에서의 유량	R_o	: Rossby 수 ($= W/\omega R_n$)
g^{ij}	: 메트릭 텐서	R_n	: 곡률반경
h	: 엔탈피	S_m	: 자오면에서 슈라우드를 따른 거리
H_R	: 로탈피	S	: 소스항
J	: 자코비안	SS	: 흡입면
k	: 난류 운동에너지	t	: 날개 간격
\dot{m}	: 질량유량		

*서울대학교 대학원 기계공학과

**회원, 서울대학교 기계공학과

U_2	: 날개의 출구 회전속도
W	: 상대속도
y/t	: 날개 사이의 무차원 거리
z/b	: 슈라우드와 허브 사이의 무차원 거리
x/S_m	: 슈라우드를 따른 무차원 거리
x, y, z	: Cartesian 좌표계
I, II, III, III a, IV, V	: 임펠러 내부의 측정 단면
Γ_ϕ	: 확산 계수
δ_{ij}	: Kronecker delta
ϕ	: 임의의 변수
ε	: 난류 운동에너지 소산율
μ	: 점성계수
μ_t	: 와점성계수
ξ, η, ζ	: 일반 곡선 좌표계
ω, Ω	: 임펠러의 회전 각속도
Ω_s	: 유선을 따른 와도

상첨자

1, 2, 3	: ξ, η, ζ 방향의 성분
'	: 섭동성분

하첨자

max	: 최대값
min	: 최소값
i	: 입구
opt	: 설계조건
2	: 임펠러 출구
o	: 정체조건

1. 서론

원심압축기는 1단으로 얻을 수 있는 압축비가 크며 또한 소형 경량화가 가능하다는 장점 때문에 여러 분야에서 널리 그 수요가 확대되고 있다. 원심압축기는 날개 및 슈라우드와 허브로 구성되는 매우 복잡한 형상을 가지고 있으며 따라서 회전차 내부의 유동장은 경계층의 성장, 여러 벽면에서의 유동박리, 날개의 곡률 및 회전에 의한 2차유동, 공간극을 통한 누설유동 등을 포함한 복잡한 유동장을 보이고 있다. 회전차 내부의 유동 손실은 위의

여러 가지 요소에 의해 생성되어지며 회전차 내부를 통과하면서 발생한 제트-웨이크 형태의 유동장은 임펠러를 지나 디퓨저의 성능에도 영향을 주게 된다. 고효율의 압축기를 설계하기 위해서는 위에서 언급한 손실 특성의 발생 원인을 규명하여 임펠러 내부의 웨이크 형태의 유동장을 감소시키면서 큰 확산비를 가지게끔 유동 형태를 제어할 수 있는 기술을 요구하며, 이를 위해서는 임펠러 내부의 유동장에 관한 정밀한 실험 및 믿을 만한 수치 계산을 통해 기존의 또는 새로이 설계된 임펠러에 대한 유동 특성을 파악하는 과정을 거쳐야 한다.

최근에는 컴퓨터의 발달과 더불어 전산 유체 역학의 기술이 회전차 내부의 유동 특성 및 탈 설계 접에서의 성능 특성의 예측을 위해 매우 유용하게 사용되고 있다. 설계 및 성능 예측 과정에서 그동안 널리 사용되어진 준 3차원 유동해석은 임펠러 내부 유로에서의 유동박리, 2차유동, jet-wake 유동 특성 등 성능에 큰 영향을 주는 인자들의 해석에 있어 큰 어려움이 따르며 이를 해석하기 위해서는 3차원 점성 유동해석을 수행하여야만 한다. 회전차 내부유동에 대한 3차원 점성유동해석은 날개 끝의 누설유동, 원심력과 코리올리시힘에 의한 경계층의 변화, 2차유동 등을 포함한 손실 메커니즘을 해석할 수 있다는 장점 때문에 최근에도 관심 있는 분야 중의 하나이다. 원심압축기 회전차에 관한 3차원 점성유동의 수치해석적 연구는 최근 Moore,⁽¹⁾ Prince,⁽²⁾ Hah,⁽³⁾ Flagan,⁽⁴⁾ Casey and Delbert,⁽⁵⁾ Hathaway⁽⁶⁾ 등에 의해 수행된 바 있다.

회전차내의 난류유동은 유선의 곡률이 심하고, 박리를 동반하며 압축성 효과가 크기 때문에 적당한 난류모델이 아직 정립되지 못하였다. 많은 경우 혼합거리 모델이나 2 방정식 모델인 표준 $k-\varepsilon$ 모델 또는 저레이놀즈수(Low-Reynolds number) $k-\varepsilon$ 모델 등을 사용하고 있다. 본 연구에서의 3차원 난류 유동해석은 벽함수를 사용한 표준 $k-\varepsilon$ 모델을 사용하였으며 일반 곡선 좌표계에서 유도된 완전 타원형 Navier-Stokes 방정식에 대하여 유한체적법을 사용하여 수치해석하였다. 운동량방정식의 종속변수로서 물리적 공변속도 성분을 채택하였고, SIMPLER 알고리즘을 사용하였다.⁽⁷⁾

2. 지배방정식

임펠러에 고정된 회전 직교 좌표계에서 압축성

정상상태 점성유동에 대한 연속방정식과 시간평균된 운동량방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = & -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right. \right. \\ & \left. \left. - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \overline{\rho u_i' u_j'} \right] - 2\rho \varepsilon_{ijk} \Omega_j u_k \\ & - \rho(\Omega_m x_m \Omega_i - \Omega_n \Omega_n x_i) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 u_i 는 평균 상대속도, Ω_j 는 각속도이다. 운동량방정식에서 우변의 마지막 두 항은 각각 원심력과 코리올리시힘을 나타낸다. 레이놀즈 응력은 Boussinesq 가정을 채택하면, 평균유동의 변형률과 와점성계수에 의해서 다음과 같이 주어진다.

$$-\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3)$$

또한 에너지 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i H_R) = & \frac{\partial}{\partial x_j}(-q_j - \overline{\rho u_j' h'}) \\ & + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[u_i \left\{ \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) \right. \right. \\ & \left. \left. - \overline{\rho u_i' u_j'} \right\} \right] \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 정제 로탈피와 난류에 의한 열유속항은 다음과 같이 주어진다.

$$H_R = C_p T + \frac{W^2}{2} - \frac{\Omega^2 r^2}{2} \quad (5)$$

$$-\overline{\rho u_j' h'} = \left(\frac{\mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial h}{\partial x_j} \quad (6)$$

또한 밀도변화를 고려하기 위해 이상기체에 대한 상태방정식을 도입하였다.

$$p = \rho RT \quad (7)$$

와점성계수 μ_t 는 표준 $k-\varepsilon$ 모델을 사용하여 계산하였으며, k 와 ε 에 대한 수송방정식은 다음과 같다.

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i k) = & \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right. \\ & \left. + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \rho \varepsilon \end{aligned} \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right] + C_1 \mu_t \frac{\varepsilon}{k} \frac{\partial u_i}{\partial x_i}$$

$$\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - C_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k} \quad (10)$$

여기서 사용된 모델 상수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C_\mu = 0.09, \quad C_1 = 1.44, \quad C_2 = 1.92 \\ \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\varepsilon = 1.3 \end{aligned} \quad (11)$$

3. 수치해석 방법

실제 수치해석은 비직교 좌표계(ξ, η, ζ)에서 수행되었다. 일반적인 변수 ϕ 에 대한 수송 방정식은 좌표 변환에 의해서 다음의 형태로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} & \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \xi}(\rho G^1 \phi) + \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \eta}(\rho G^2 \phi) + \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \zeta}(\rho G^3 \phi) \\ & = \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \xi} \left[\Gamma_\phi J \left(g^{11} \frac{\partial \phi}{\partial \xi} + g^{12} \frac{\partial \phi}{\partial \eta} + g^{13} \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) \right] \\ & \quad + \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\Gamma_\phi J \left(g^{21} \frac{\partial \phi}{\partial \xi} + g^{22} \frac{\partial \phi}{\partial \eta} + g^{23} \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) \right] \\ & \quad + \frac{1}{J} \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\Gamma_\phi J \left(g^{31} \frac{\partial \phi}{\partial \xi} + g^{32} \frac{\partial \phi}{\partial \eta} + g^{33} \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) \right] \\ & \quad + S_\phi(\xi, \eta, \zeta) \end{aligned} \quad (12)$$

이산화된 방정식은 유한체적법을 사용하여 유도하였다. 엇갈린 격자계를 사용하여 스칼라 변수는 검사체적의 중심에, 속도성분 u_ξ, u_η, u_ζ 는 검사표면의 가운데에 위치시켰다. 검사표면에서 대류와 확산에 의한 플럭스는 멱승법(power law scheme)을 사용하여 구하였다.

격자선을 따르는 물리적 공변속도 성분이 운동량 방정식에서 종속변수로 사용되었다. 운동량 방정식의 이산화는 국소 고정 좌표계에서 직교 좌표계의 속도성분을 사용하여 대수적 처리방법으로 수행되었다(Karki and Patankar).⁽⁸⁾ 이 방법은 방정식을 일반 좌표계로 완전히 변환하는 경우 나타나는 복잡한 곡률 소스항을 피할 수 있는 장점이 있다.

압축성유동장의 해석에 있어서 Karki(1986)⁽⁹⁾의 상류편중밀도(Density Upwind Biasing) 방법을 사용하였으며 압력수정 방정식은 SIMPLER 알고리즘을 사용하여 구하였고, 여기서 구한 압력수정량은 속도를 수정하여 연속방정식이 만족되도록 한다. 각 변수에 대한 이산화 방정식의 해는 일반적인 TDMA와 주기(cyclic) TDMA(Ramamurti et al.)⁽¹⁰⁾를 사용하여 구하였다. 수렴 여부는 압력장의 최고 압력과 최저 압력의 차이에 대한 최대 압

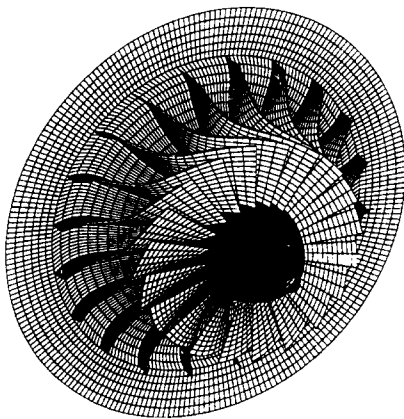
력수정량의 비가 10^{-4} 보다 작은 경우로 판정하였다.

4. 결과 및 검토

본 논문에서 계산 대상으로 선정된 압축기 회전차는 1980년 Eckardt⁽¹¹⁾에 의해 실험되어진 A형 회전차이다. Eckardt는 이 임펠러에 대해 임펠러 내부 유동장 및 압력분포, 임펠러 성능 등에 대해서 상세히 실험을 수행하였으며 그 결과가 그 동안 수치해석 코드의 계산 검증 자료로 많이 인용되었다. Eckardt의 실험은 크게 다음 세 가지로 분류할 수 있다.

- (1) 회전차 및 압축기 전체 단의 성능을 알기 위한 회전차 출구 및 디퓨저에서의 정체 압력 및 정체 온도의 측정
- (2) 임펠러의 슈라우드를 따른 정압력 측정.
- (3) L2F를 이용한 회전차 내부의 유동계측.

본 계산 코드의 검증도 위의 실험 값과의 비교를 통해 수행하였으며 측정된 결과를 분석한 여러 가지 유동특성도 함께 비교하였다. 계산에 사용한 임펠러의 날개 캠버 곡선은 타원 형태이며 날개수는 20개이며 $R/R_2=0.8$ 에서 후향경사가 시작되어 날개 끝에서 30° 의 후향각을 가지는 임펠러이다. 설계점에서의 질량유량은 4.54kg/s 이며 회전수 $14,000\text{rpm}$, $R/R_2=1.075$ 에서 전압력비 1.975이며, 입구 전압 $101,300\text{ Pa}$, 입구 전 온도 288.1K 이다. Eckardt "A" 임펠러의 3차원형상과 자오면 형상을 Fig. 1에 나타내었다.



4.1 계산 격자수의 결정 및 경계조건

본 계산에서 사용한 격자계는 H형태의 격자계로서 유동방향, 날개와 날개 사이, 허브와 슈라우드 사이에 각각 $52 \times 26 \times 26$, $72 \times 26 \times 26$, $80 \times 26 \times 26$ 의 세 가지 격자계에 대해 계산을 수행하였다. 날개와 날개 사이 또는 허브면과 슈라우드면으로 구성되는 벽면을 포함하는 격자수는 본 계산에서 택한 벽함수 모델에 의해 첫번째 격자 위치가 한정되므로 유동면을 따른 격자수를 변화시키며 계산을 수행하였다. Fig. 2에 나타난 바와 같이 $72 \times 26 \times 26$ 의 격자계가 수렴된 결과에 큰 차이가 없는 격자계로 판명되어 최종적으로 채택하였다. 날개의 자오면 형상 및 날개각도는 Schuster(1980)⁽¹²⁾에서 구할 수 있었으며 날개 두께는 Eckardt(1980)의 실험결과 그림에서 측정하여 사용하였다. 실제 임펠러는 슈라우드가 없는 임펠러로서 날개 끝 간극이 존재하나(임펠러 입구 및 출구에서 0.5mm , 축방향에서 반경방향으로 변하는 위치에서 약 0.8mm) 본 계산에는 포함시키지 않았다.

경계면은 입구 경계면, 날개 및 허브와 슈라우드의 벽 경계면, 주기 경계면으로 구성된다. 실제 계산은 회전하는 상대 좌표계에서 수행되어지므로 경계조건은 상대속도로 주어야 한다. 임펠러 입구에서 축 방향으로 입구 날개 폭 만큼 떨어진 면을 입구 경계면으로 정의하였으며 입구 경계면에서는 예선회가 없는 절대속도 성분과 전 압력을 주었으며 난류강도는 실험데이터가 없어 10%로 균일하게 가정하였다. 출구 경계면은 $R/R_2=1.3$ 에서 정압력을 고정시켰으며 다른 변수들은 외삽하였다. 날개면과

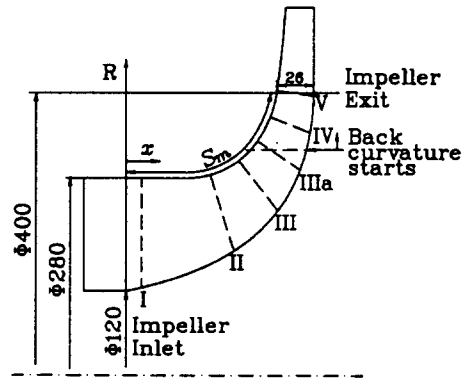


Fig. 1 Configuration of Eckardt impeller "A" and measurement planes

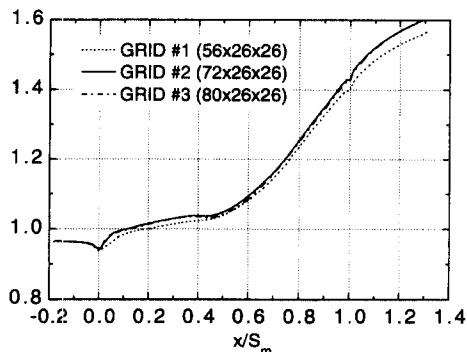


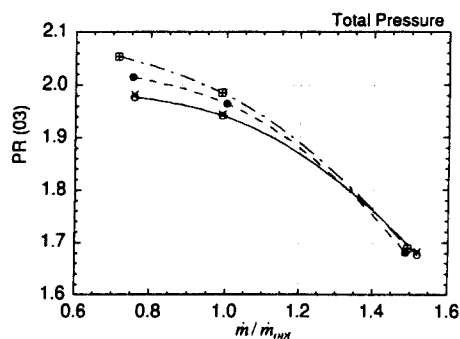
Fig. 2 Pressure distributions along the shroud with different grids.

허브면은 상대속도가 0으로, 고정된 슈라우드면과 디퓨저 벽면에서는 절대속도가 0이 되게 하였으며, 모든 벽면에서는 단열조건을 가정하였다. 임펠러 상류와 하류의 주기 경계면에서는 주기조건이 주어졌다.

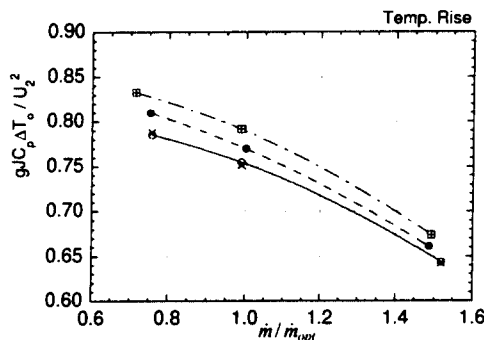
72×26×26의 격자계의 경우 DEC3000/M400 Work station으로 계산시간이 85sec/iter이 소요되었고 약 1500번의 반복 계산 후 수렴된 결과를 얻을 수 있었다.

4.2 전체 성능곡선

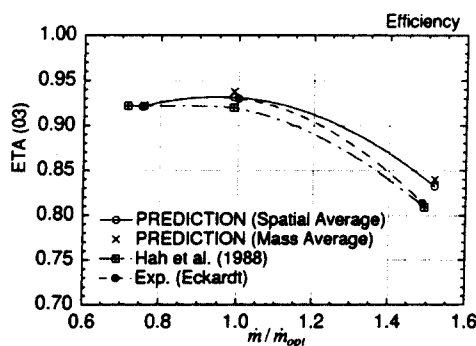
임펠러 출구를 바로 지난 베인 없는 디퓨저 영역 (Eckardt(1980)에 정의된 위치 03)에서의 효율, 전 압력비와 전 온도 상승 등의 여러 가지 성능 변수들에 관한 그림을 Fig. 3에 나타내었다. Fig. 3의 실험 값은 Eckardt(1980)의 Fig. 6을 공간 평균 값으로 Hah(1988)⁽³⁾에서 얻을 수 있었다. 본 계산 결과는 $R/R_2=1.077$ 에서의 값이다. 실험 값에서 온도분포는 $R/R_2=1.687$ 에서 측정된 값이다. 계산된 결과는 두 가지 방법의 평균으로 나타내었다. 첫번째 평균방법은 날개와 날개 사이(B-T-B)를 질량 평균한 뒤 스펙방향(H-T-S)으로는 공간 평균한 양이며 두번째 평균 방법은 전체에서 질량 평균한 양이다. 전반적인 성능곡선은 실험 값과 비교해 볼 때 합리적인 결과를 보이고 있다. 압력의 경우는 스톨 근처의 유량점과 설계점에서 실험 값보다 약 2% 정도 낮게 예측하고 있으며 초크 근처의 유량점에서는 약간 높게 예측하고 있다. 무차원화된 전체 온도 상승량은 전 영역에 걸쳐 약 1-2% 정도 낮게 예측되고 있으며 설계점에서의 차이를 절대 온도로 환산하면 약 1.3K 정도이다. 전압력



(a) Pressure ratio



(b) Temperature rise



(c) Efficiency

Fig. 3 Predicted and measured performance parameters

비 및 전온도비로 주어지는 효율의 경우는 초크 근처의 유량점에서는 높게 예측하고 있으나 다른 영역에서는 잘 일치하고 있다. 계산된 결과와 실험값과의 차이는 실험오차, 끝 간극의 영향, 난류모델 등의 여러 가지 요인을 포함하고 있다.

위의 성능곡선에서 사용된 단면에서 측정된 정제 압력과 단열효율 분포를 계산결과와 비교하여 Fig. 4에 나타내었다. 실험에서 제시된 효율은 $R/R_2=$

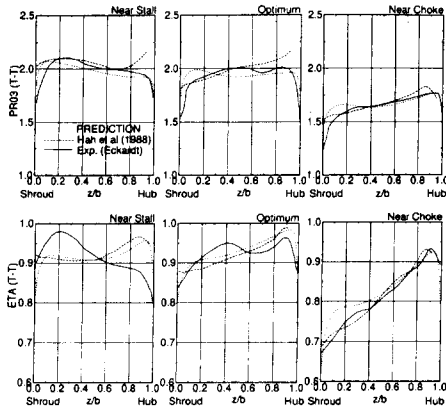
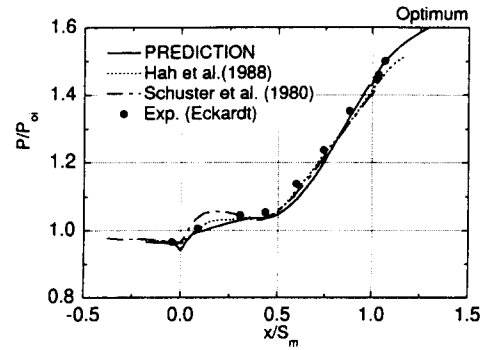


Fig. 4 Comparison of total pressure and efficiency profiles

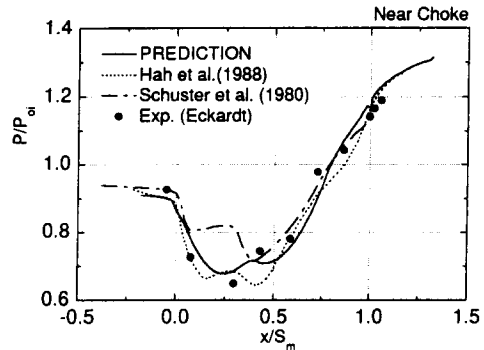
1.075에서 측정된 정체 압력과 $R/R_2=1.687$ 에서 측정된 온도 분포로부터 구해진 것이며 계산결과는 $R/R_2=1.077$ 에서 회전방향으로 질량 평균된 값이다. 계산된 결과는 설계점과 초크 근처의 고유량점에서는 실험값과 같은 경향으로 비교적 잘 일치하고 있으나 스톨 근처의 저유량점에서는 차이가 크며 특히 효율의 경우는 큰 차이를 보이고 있다. 이러한 이유는 스톨 근처의 유동이 배인리스 디퓨저에서 불안정한 비정상 유동을 보이며 이는 정체 압력의 측정시 오차를 포함하게 되며, 또한 효율계산을 위해 온도 분포를 측정할 위치가 정체 압력을 측정할 위치와 다르기 때문이다.

4.3 슈라우드면의 압력분포

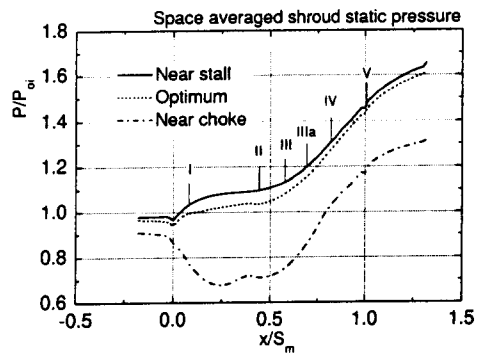
설계점 유량과 초크 근처의 유량점에서 공간평균된 슈라우드 벽면에서의 정압을 실험에서 시간평균으로 구한 값과 비교하여 Fig. 5 (a), (b)에 각각 나타내었다. 전반적인 경향은 잘 일치하고 있으나, 특히 초크 유량에서 실험 값과는 어느 정도 차이를 보이고 있다. 스톨 근처, 설계점, 초크 근처의 유량점에서 슈라우드 정압을 함께 비교하여 Fig. 5 (c)에 나타내었다. 초크 근처의 유량점에서의 정압 분포는 다른 두 점과는 판이한 양상을 보이고 있다. 스톨 근처의 유량점이나 설계점에서는 인듀서 영역에서 완만한 압력 증가를 보이고, 영역 III을 지나 반경 방향 영역에서 급격히 증가하고 있으며 그 경향이 비슷하다. 하지만 초크 근처의 유량점에서는 인듀서 영역에서 상대속도의 증가로 인해 급격히 정압이 감소한 후 II와 III영역 사이에서 증가



(a) Design



(b) Near choke flow rates



(c) Variation of predicted static pressure distributions for three flow rates

Fig. 5 Distributions of static pressure over the shroud

하기 시작한다. 일반적인 디퓨저의 성능이 유동박리가 일어나기 직전에 최고가 되듯이 압축기의 작동점은 스톨에 가까운 쪽의 박리가 일어나기 직전의 상태임을 알 수 있다. 이러한 특성은 Eckardt (1980)의 실험에 의한 압축기의 성능곡선에 잘 나타나 있다.

4.4 임펠러 내부의 속도분포

임펠러 내부에서의 자오선 방향 속도분포를 Eckardt(1980)의 실험 단면에서 세 가지 유량조건에 대해 Fig. 6에 나타내었다. 스톨 근처의 유량점에서 속도분포를 살펴보면 단면 I의 슈라우드 근처의 흡입면에서 유동박리 현상을 볼 수 있으며 단면 II에서는 슈라우드의 압력면에서 저 운동량 영역이 발생하고 있으며 이러한 저 운동량 영역은 단면 III과 IIIa를 지나며 슈라우드의 흡입면 쪽으로 이동한 후 단면 IV와 V를 지나며 웨이크 영역은 다시 흡입면 쪽으로 이동하는 것을 볼 수 있다.

설계점 유량에서의 유동분포를 살펴보면 단면 III

의 슈라우드 근처 날개 중간에서 유동속도가 감소하기 시작하며 단면 III a, IV를 지나 단면 V로 감에 따라 유동감소 영역이 슈라우드의 흡입면 쪽으로 이동하는 것을 볼 수 있다. 이러한 경향은 실험결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 초크 근처의 유량점에서 유동속도 분포를 살펴보면 단면 III a의 슈라우드 근처의 속도가 감소하기 시작하며 단면 IV, V를 지나며 생성된 웨이크 영역은 설계점의 계산 결과와 같이 슈라우드의 흡입면으로 이동하는 것을 볼 수 있다. 이상에서 언급한 제트-웨이크 형태의 유동분포의 발달 과정은 임펠러 내부의 2차유동과 관련되며 다음 절에서 자세히 논의할

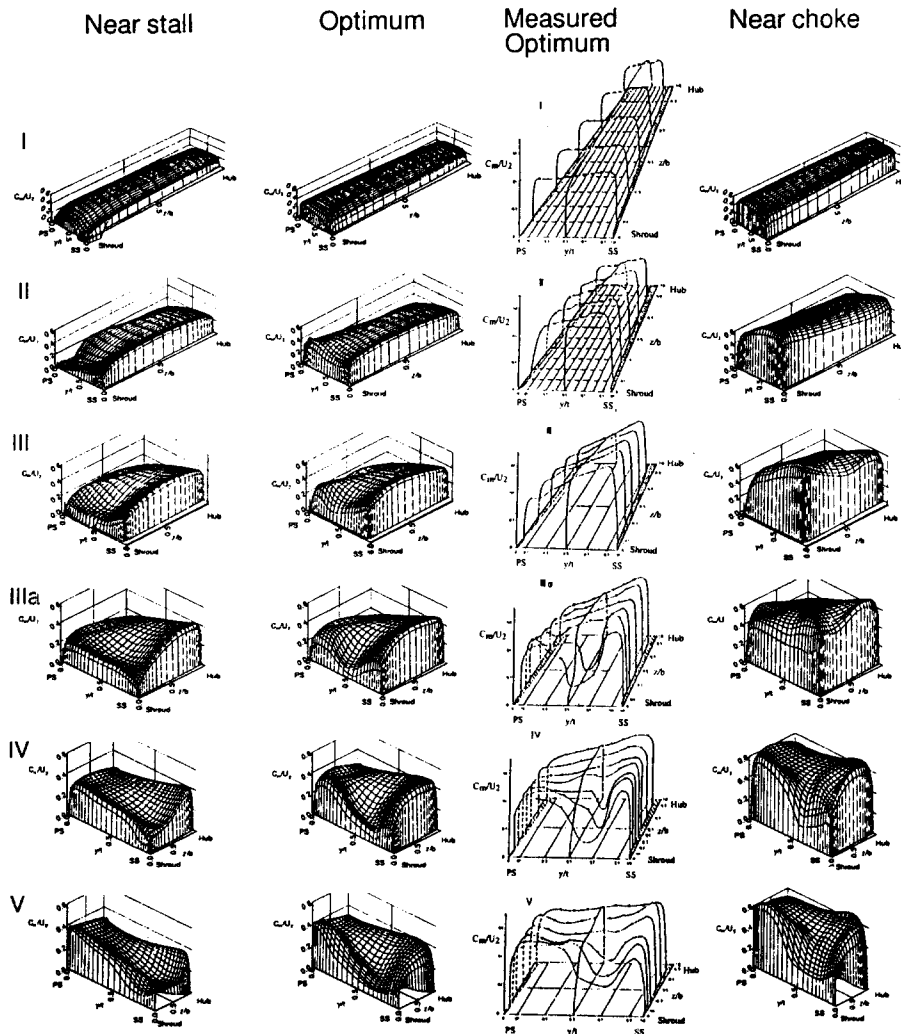


Fig. 6 Comparison of flow development at three different flow rates

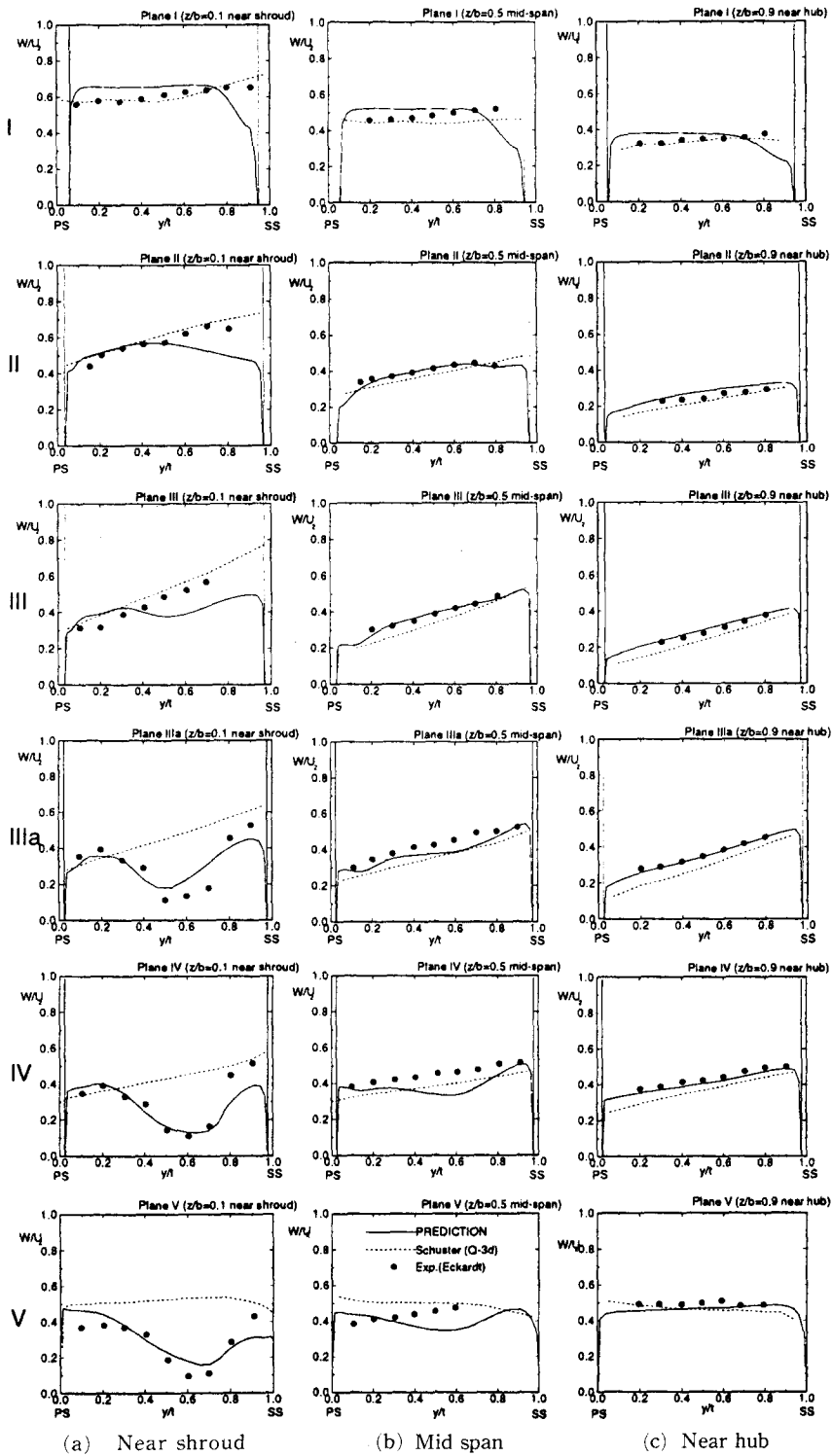


Fig. 7 Blade to blade relative velocity distributions at design flow rate

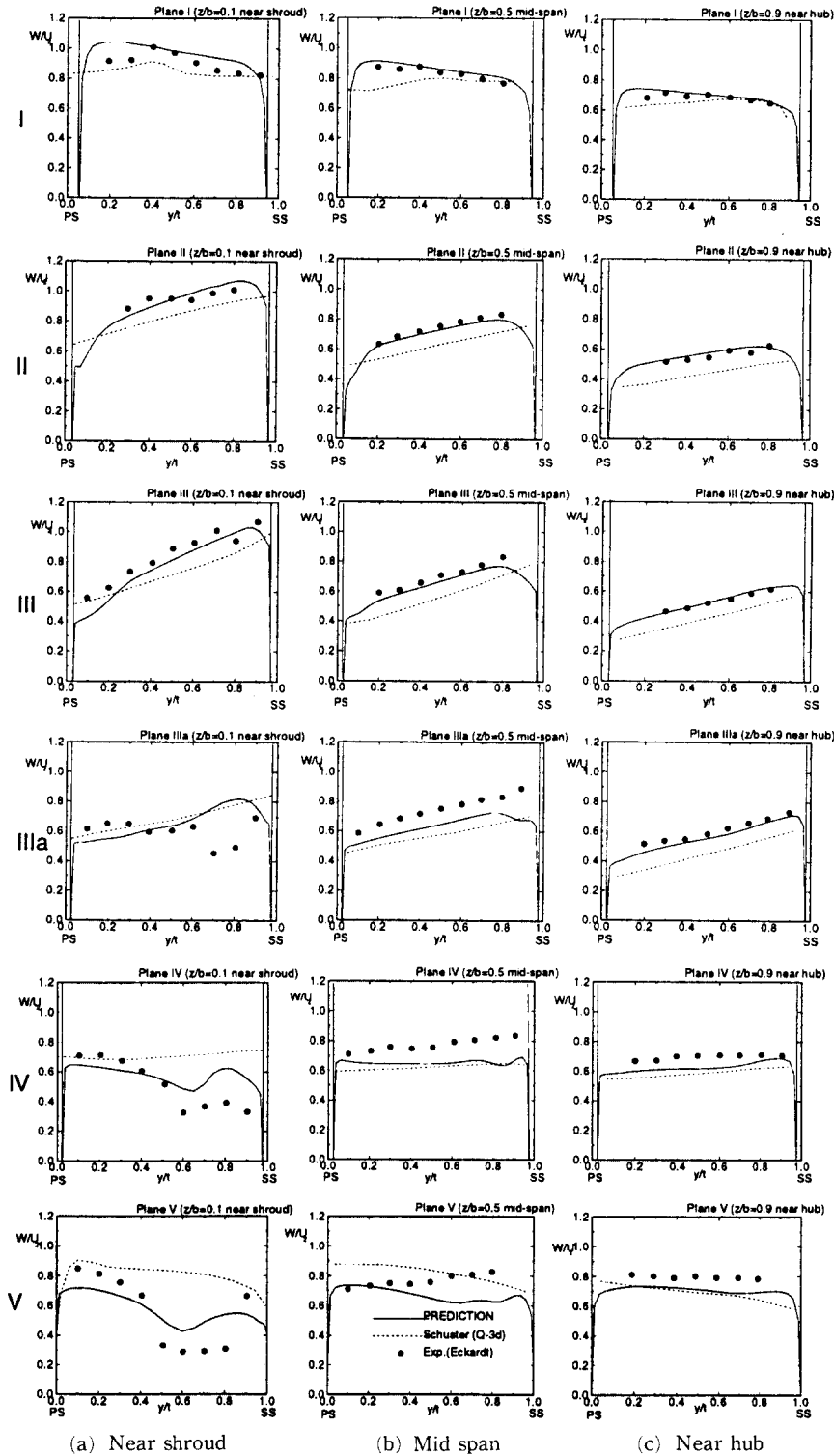


Fig. 8 Blade to blade relative velocity distributions at near choke flow rate

것이다.

설계점과 초크 근처의 유량점에서 슈라우드 근처, 중간 스펠, 및 허브 근처에서의 날개와 날개 사이의 상대속도 분포를 단면 I에서 단면 V까지 실험 결과 및 준 3차원 계산 결과와 비교하여 Fig. 7과 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이 설계점 유량에서는 허브면과 중간 날개면에서는 모든 단면에서 실험값과 잘 일치함을 볼 수 있다. 또한 Schuster(1980)⁽¹²⁾의 준 3차원 계산도 실험값과 잘 일치함을 볼 수 있다. 그러나 Fig. 7 a)의 슈라우드 근처의 유동분포를 살펴보면, 단면 III에서 단면 V까지 발달해 가는 전형적인 제트-웨이크 속도 분포를 본 3차원 점성 계산 결과는 잘 예측하고 있는데 비하여 준 3차원 계산결과는 이를 예측하지 못하고 있다. 위에서도 언급하였듯이 실험에서는 단면 III과 III a) 사이에서 슈라우드면에서 유동박리 현상이 발생하는 것으로 판명되며, 계산 결과는 실험에 비해 일찍 단면 III의 슈라우드면 근처에서 유동박리의 경향을 보이고 있다. 단면 IIIa와 단면 IV에서는 흡입면 근처의 속도 분포가 실험 값보다 작게 예측되며 이러한 경향은 단면 I, II의 흡입면 속도가 실험값보다 작게 예측되는 결과에도 영향을 받고 또한 날개끝 간극을 고려하지 않았기 때문으로도 생각된다.

Fig. 8에 나타낸 초크 근처의 유량점에서의 속도 분포를 살펴보면 단면 I, II에서는 모든 영역에서 실험값과 잘 일치하고 있다. 실험에서는 단면 III의 슈라우드의 흡입면에서 저 유동량을 가진 유동박리 현상이 나타나서 단면 III a, IV, V를 지나며 웨이크 영역으로 발달하게 된다. 계산 결과는 단면 III에서의 슈라우드 흡입면의 유동 감소의 시작을 예측하지 못하며 그 차이는 단면 IIIa에서 더욱 커진다. 하지만 단면 IV와 단면 V에서는 정량적인 값에는 차이가 있으나 웨이크의 형태는 실험과 일치하고 있다. 준 3차원 유동의 경우는 포텐셜 유동장 형태의 제트 영역은 제대로 해석하고 있으나 유동박리 이후의 웨이크 영역은 제대로 해석하지 못하고 있다.

4.5 임펠러 내부의 2차유동

임펠러 내부의 2차유동은 임펠러의 입구에서 출구로 감에 따라 여러 요소에 의해 그 방향이 바뀌게 되고 이러한 2차유동의 변화에 의해 위에서 검토한 제트-웨이크 유동분포도 그 위치가 변하게 된

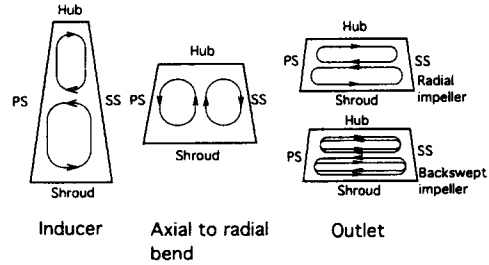


Fig. 9 Secondary flow pattern

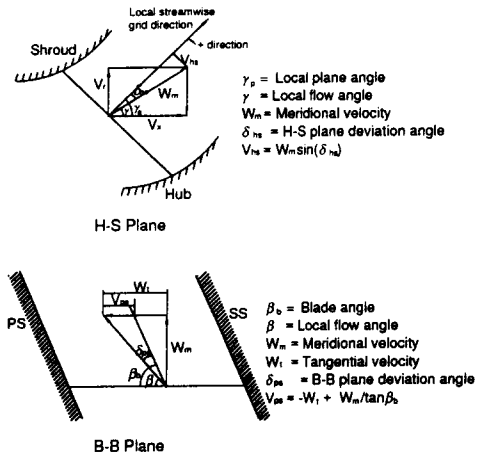
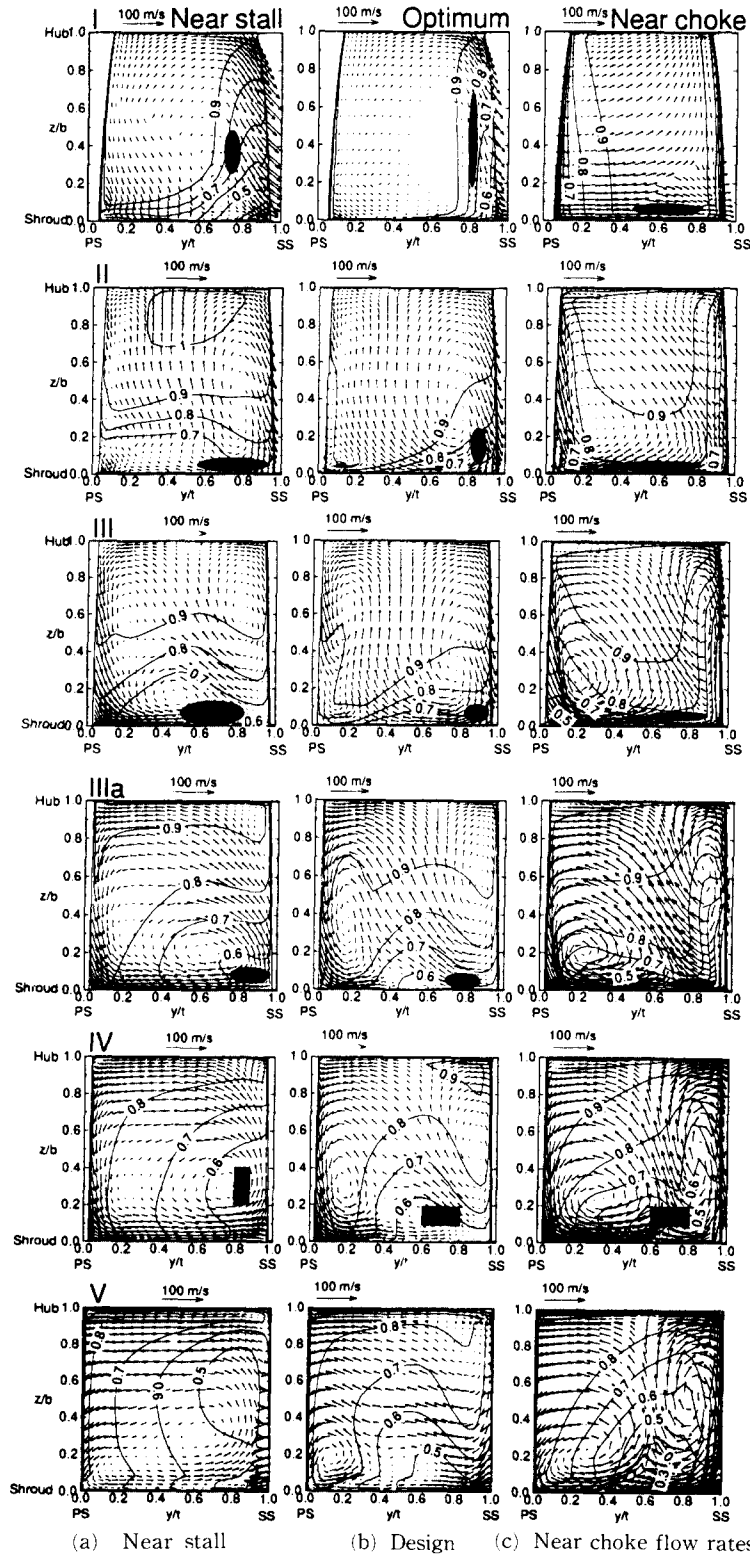


Fig. 10 Definition of secondary velocity vectors

다. 2차유동은 와도의 변화로 설명되어지며 비 점성 유동이론에 의한 유선을 따른 와도의 변화는 다음 식으로 주어진다.⁽¹²⁾

$$\frac{\partial}{\partial s} \left[\frac{\Omega_s}{W} \right] = \frac{2}{\rho W^2} \left[\frac{1}{R_n} \frac{\partial p^*}{\partial b} + \frac{\omega}{W} \frac{\partial p^*}{\partial x} \right] \quad (13)$$

여기서 Ω_s 는 유선을 따른 와도를 나타내며 R_n 은 곡률 반경이고 $p^* = p + 1/2\rho W^2 - 1/2\rho\omega^2 r^2$ 로 정의되는 회전총압을 나타낸다. b 는 유선 곡률 반경 벡터와 유선에 수직인 거리를 나타내며 ω 는 회전축 x 에 대한 각속도를 나타낸다. 위의 식은 회전총압의 기울기에 의해 2차유동이 발생하는 것을 나타내고 있다. 여기서 우변의 첫번째 항은 날개 곡률로 인한 원심력에 의한 유동방향의 와도 변화를 나타내며 두번째 항은 회전으로 인한 코리올리스 힘의 작용에 의한 유동방향의 와도 변화를 나타내고 있다. 이러한 두 가지 요소의 상대적인 기여도는 Rossby 수 ($R_o = W/\omega R_n$)로 나타내어지며, 회전차내의 2차유동 분포 및 웨이크의 위치를 설명할



(a) Near stall (b) Design (c) Near choke flow rates

Fig. 11 Developments of the secondary flow velocity vectors with the contours of the dimensionless rotary stagnation pressures and the particle positions which are found in the wake region at Plane IV (Solid ellipse)

수 있는 중요한 무차원수이다.

임펠러 입구에서 출구로 감에 따라 날개의 곡률 및 회전에 의한 2차유동의 양상을 개략적으로 Fig. 9에 나타내었다. 임펠러 입구의 인듀서 영역에서는 인듀서의 날개 곡률에 의해서 생성되는 원심력에 의해, 인듀서를 지나 축 방향에서 반경 방향으로 변하는 영역에서는 슈라우드와 허브의 곡률 변화에 의해 2차유동이 발생하며, 임펠러 출구 근처에서는 회전에 의한 코리올리스 힘에 의해 2차유동이 발생한다. 임펠러 출구 근처에서 후향경사를 가지는 임펠러는 후향경사로 인한 날개의 곡률에 의해 생성되는 2차유동과 코리올리스 힘에 의한 2차유동이 서로 상쇄되는 효과를 나타내게 된다. 슈라우드와 허브면으로 구성되는 자오면에서의 2차유동 속도는 격자계와 어긋난 자오면 속도성분으로, 날개와 날개 사이의 유동면에서의 2차유동속도는 격자계와 어긋난 상대 속도성분으로 정의하였으며 Fig. 10에 나타내었다. 이상적인 유동이 날개 및 허브와 슈라우드의 격자계를 따라가는 유동이라고 가정할 때 위에서 정의한 2차유동 속도성분은 0이 된다.

위에서 정의한 2차유동 속도성분을 이용하여 각 단면에서의 2차유동 속도분포 및 회전총압의 등고선을 세 가지 유량점 대해 Fig. 11에 나타내었다. 각 단면에서 타원형으로 표시된 영역은 단면 IV의 웨이크 영역을 형성하는 입자들의 위치를 나타내며 이 절의 끝에서 다시 설명하겠다. 회전총압은 다음과 같이 무차원하여 나타내었다.

$$P^* = \frac{D^* - P_{\min}^*}{P_{\max}^* - P_{\min}^*} \quad (14)$$

여기서 P_{\max}^* 은 회전총압의 최대값으로 입구에서의 총압이며, P_{\min}^* 은 계산영역 내에서의 최저 회전총

압이다. 단면 III에서 IV까지의 각 유량에 따른 Rossby수의 변화는 Table 1에 나타내었다

4.5.1 인듀서 영역에서의 2차유동

단면 I은 임펠러 입구 부분($x/S_m=0.08$)에 해당하며 단면 II는 인듀서의 끝, 즉 축 방향에서 반경 방향으로 변하는 영역($x/S_m=0.43$)이다. 따라서 단면 I에서 단면 II로의 유동특성의 변화를 살펴보면 인듀서 영역에서의 손실 및 2차유동 형태를 파악할 수 있다. 단면 I에서는 각 유량점에 따라 날개 입구의 입사각이 변하므로 매우 다른 2차유동 분포를 보이고 있다. 단면 I에서 2차유동 속도벡터는 유량변화에 따른 입구 유동각과 날개각의 차이인 유입각에 따라 크게 변하게 된다. 회전총압 분포는 스톨 근처의 유량에서는 흡입면과 슈라우드면에서, 설계점에서는 흡입면 근처에서, 초크 근처의 유량에서는 주로 압력면 근처에서 작은 값을 가지고 있다.

식 (13)에서 볼 수 있듯이 인듀서 영역에서 보티시티는 허브나 슈라우드가 곡률이 없다면, 즉 축방향의 인듀서 형태라면, 날개의 곡률에 의해 허브에서 슈라우드로의 회전총압의 구배에 의해 주로 발생한다. 하지만 Eckardt 임펠러는 자오면에서 본 인듀서의 형태가 슈라우드 쪽은 곡률이 존재하지 않으나 허브에서는 곡률이 존재하므로 허브 곡률에 의한 원심력에 의해 날개방향(y 방향)의 회전총압의 구배도 또한 보티시티를 생성하게 되고 이로 인한 2차유동도 존재하게 된다.

단면 I에서 단면 II로 감에 따라 저유량점과 설계점 유량에서는 주로 흡입면 근처의 회전총압의 구배에 의해 흡입면의 경계층에서 발생한 저유동량

Table 1 Rossby number from plane III to plane IV

Plane		Near stall	Optimum	Near choke
III	W (m/s)	81	105	189
	R_o	0.94	1.21	2.19
III a	W (m/s)	79	102	180
	R_o	0.91	1.18	2.08
IV	W (m/s)	83	105	184
	R_o	0.66	0.84	1.48

Note: The Rossby numbers are obtained using $R_n=0.059$ at plane III, III a and $R_n=0.085$ at plane IV

유체가 허브로부터 슈라우드 쪽으로 이동하게 된다. 슈라우드 근처에서의 회전총압의 구배가 스톨 근처의 저유량점에서 크게 나타나므로 이로 인해 슈라우드 근처에서 흡입면 쪽으로의 2차유동이 흡입면을 따른 허브에서 슈라우드 쪽으로의 2차유동을 상쇄시키게 되어, 흡입면 근처의 2차유동은 설계점 유량보다는 작게 형성되어 있음을 알 수 있다.

단면 II에서의 초크 근처의 유량점의 경우 스톨 근처의 유량점이나 설계점 유량에서의 2차유동 형태와는 다르게 압력면을 따른 2차유동이 활발하게 일어난다. 그 이유는 단면 I에서 회전총압의 구배가 주로 압력면 근처에서 발생하게 되고 이로 인해 단면 II로 가면서 압력면을 따라서 허브에서 슈라우드로의 2차유동이 커지게 되기 때문이다.

4.5.2 축 방향에서 반경 방향으로 변하는 곳의 2차유동

단면 III ($x/S_m=0.59$) 및 IIIa ($x/S_m=0.73$)는 축 방향에서 반경 방향으로 변하는 임펠러 형상에 해당되는 단면으로 이 곳에서 2차유동의 주된 원인은 슈라우드와 허브의 곡률에 의한 원심력이며, 반경 방향 속도성분이 존재하므로 식 (13)의 우변의 두 번째 항에 표시된 코리올리스 힘에 의한 2차유동도 나타나게 되어 두 가지 요소가 합쳐진 형태의 유동 분포를 보이게 된다. 설계점 유량에서 보면 단면 II에서 발생하기 시작한 날개의 압력면을 따라서 허브에서 슈라우드 쪽으로의 2차유동이 단면 III에서 IIIa로 감에 따라 더욱 활발해지며, 슈라우드면에서는 회전에 의한 코리올리스 힘에 의해 발생하는 2차유동과 합쳐져서 압력면에서 흡입면으로의 저 운동량 유체의 이동이 더욱 커지게 된다. 흡입면의 허브에서 슈라우드 쪽으로의 2차유동은 코리올리스 힘에 의한 2차유동과 상쇄되어 단면 III에서 IIIa로 감에 따라 약해지고 있음을 알 수 있다. 회전총압 분포가 낮은 영역도 단면 III에서는 단면 II에서 계속된 흡입면을 따른 2차유동에 의해 슈라우드 근처로 좀더 이동하다가 단면 IIIa로 가면서 압력면을 따른 2차유동의 영향을 받아 슈라우드 근처에서는 흡입면 쪽으로 모이는 경향을 보이고 있다.

저유량점에서는 단면 III에서 IIIa로 감에 따라 설계점 유량에서의 2차유동 분포와는 다른 양상을 보이고 있다. 단면 III 및 단면 IIIa에서는 슈라우드면 근처에서 압력면에서 흡입면으로의 2차유동이

활발하게 일어난다. 이는 상대적으로 낮은 Rossby 수 (Table 1 참조)에 의해 코리올리스 힘에 의한 2차유동이 슈라우드면 근처에서 발생한 웨이크 영역에 (Fig. 6의 자오면 속도분포 참조) 더욱 크게 작용하기 때문이다. 단면 III에서의 회전총압의 구배가 주로 슈라우드에서 허브방향(z 방향)인 것을 보면 흡입면 쪽으로의 2차유동이 식 (13)의 우변의 두 번째 항에 의한 코리올리스 힘에 의한 것임을 확인할 수 있다. 이렇게 커진 슈라우드면들을 따른 압력면에서 흡입면으로의 2차유동은 원심력에 의한 흡입면에서의 허브에서 슈라우드 쪽으로의 2차유동을 상당히 감소시키고 있다. 회전총압 분포가 작은 영역도 단면 IIIa로 가면서 슈라우드의 흡입면에서 흡입면 쪽으로 확산되고 있다.

고 유량점에서는 이미 단면 II에서 부터 발생한 2차유동 분포가 크기가 점점 커지는 것을 볼 수 있다. 단면 III에서는 압력면과 흡입면의 회전총압의 구배가 여전히 존재하고 있어 이로 인해 압력면을 따라서 허브에서 슈라우드 쪽으로의 2차유동은 더욱 커지게 되고 흡입면을 따라서 슈라우드 쪽으로의 2차유동도 그 크기가 커지게 된다. 하지만 단면 IIIa로 감에 따라 압력면 근처에서의 회전 총압의 구배가 작아지면서 상대적으로 흡입면의 허브에서 슈라우드 쪽으로의 2차유동이 활발해지고 슈라우드면을 따른 압력면에서 흡입면으로의 2차유동은 저 유량점과는 달리 상대적으로 큰 Rossby 수에 의해 그 크기는 커지지 않는다. 단면 III에서 슈라우드의 압력면 근처에서 주로 위치하던 낮은 회전총압 영역도 이러한 2차유동에 의해 단면 IIIa에서는 슈라우드의 중간면으로 이동하고 있다.

4.5.3 임펠러 출구 근처의 2차유동

단면 IV는 축 방향-반경 방향 영역을 지나 회전차 후향경사가 존재하는 위치 ($x/S_m=0.87$)이다. 설계점 유량에서는 단면 IIIa에서의 2차유동 분포와 비슷한 양상을 보이고 있으나 슈라우드 근처에서 코리올리스 힘에 의한 2차유동이 더욱 커져서 압력면에서 흡입면으로의 저 운동량 유체의 이동이 활발해지고 있다. 이로 인해 회전총압 분포에서도 볼 수 있듯이 단면 IIIa에서 단면 IV로 가면서 슈라우드 근처의 웨이크 영역은 슈라우드의 흡입면 근처로 이동하고 있다. 회전차 후향경사는 이러한 2차유동을 감소시키는 역할을 하고 있다. Eckardt (1976)⁽¹³⁾의 Fig. 18에 나타난 후향경사가 없는 반

경류 압축기의 단면 IV에서의 2차유동을 나타내는 상대 유동각 분포를 보면 슈라우드의 압력면에서 흡입면으로의 2차유동은 본 계산에 의한 후향경사가 있는 압축기보다 더욱 큼을 알 수 있다. 하지만 Fig. 12에 나타낸 전반적인 2차유동 형태는 본 계산에서 포함하지 않은 끝 간극을 통한 2차유동을 제외하고는 본 계산의 설계점에서의 단면 IV의 2차유동 분포와 같은 경향을 보이고 있다.

저 유량 영역에서 단면 IV에서는 상대적으로 낮은 Rossby 수를 보이고 있으며 따라서 코리올리스 힘에 의한 슈라우드면을 따른 압력면에서 흡입면으로의 2차유동이 더욱 커져 흡입면에서도 슈라우드에서 허브로의 2차유동에 영향을 주게 되며 이로 인해 웨이크 영역은 회전충압 분포에서 알 수 있듯이 흡입면 쪽으로 이동하게 된다. Inoue 와 Cumpsty (1984)⁽¹⁴⁾의 실험 결과에 의하면 Rossby 수가 점점 작아질수록 웨이크 영역은 슈라우드에서 흡입면으로 이동하며 Rossby 수가 $R_o=0.48$ 인 경우는 2차유동이 더욱 커져서 웨이크 영역이 허브의 흡입면 근처에서 형성되었다.

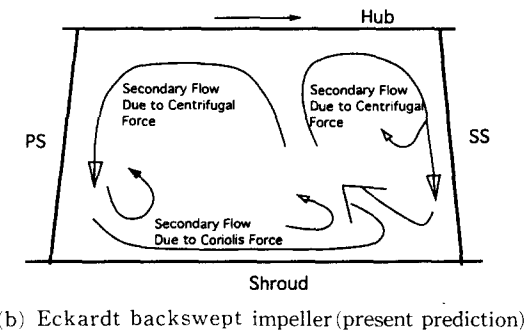
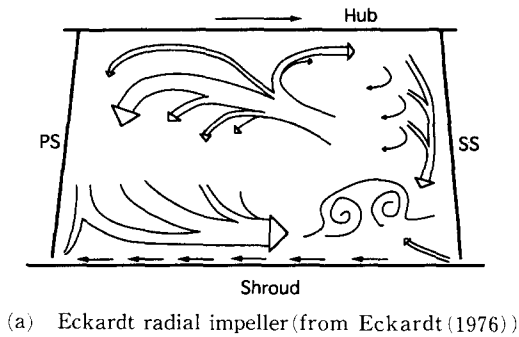


Fig. 12 Comparison of secondary velocity patterns at plane IV

고유량 영역의 단면 IV에서의 2차유동 분포를 살펴보면 날개의 압력면과 흡입면에서 형성된 2차유동에 의해 저운동량 유체가 슈라우드의 흡입면 근처 ($y/t=0.65$)에서 만나 웨이크를 형성하게 된다. 회전예 의한 효과보다는 곡률에 의한 2차유동이 상대적으로 중요한 역할을 하기 때문에 슈라우드면을 따른 2차유동은 단면 IIIa에서 IV로 감에 따라 코리올리스 힘에 의한 2차유동에 크게 영향을 받지 않는다.

단면 V는 임펠러 출구에 위치하며 $z/b=0.378$ 보다 작은 슈라우드 영역은 임펠러 출구 직경보다 큰 베인리스 디퓨저 영역에 위치하고 있다. 이 영역에서는 흡입면과 압력면에 주기조건이 주어지며 임펠러 내부에서 발달된 제트-웨이크 영역의 혼합이 시작되는 곳이다. 저유량점에서 고유량점으로 갈수록 유체의 관성이 커지게 되므로 2차유동 속도 분포도 고유량점으로 갈수록 단면 IV의 형태를 유지하고 있음을 알 수 있다.

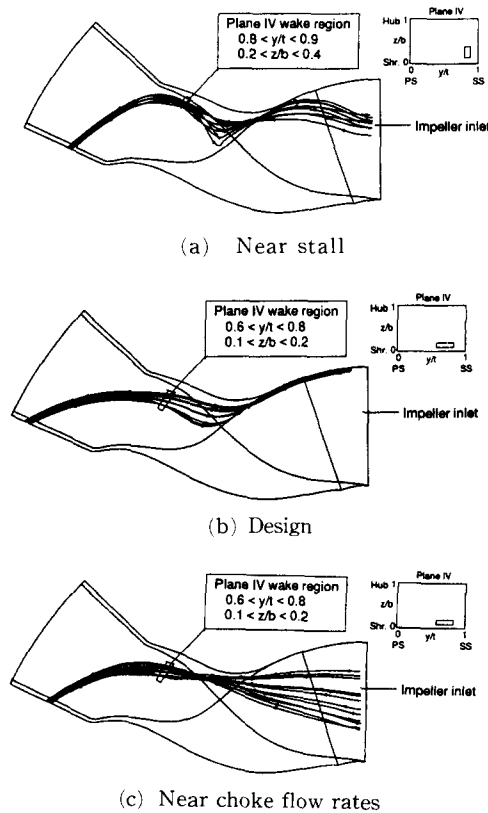


Fig. 13 Particle trajectories (found in the wake region at Plane IV)

단면 IV에서의 웨이크 영역에 존재하는 입자들의 유선 궤적을 세 가지 유량점에 대해 Fig. 13 (a), (b), (c)에 나타내었다. 이러한 입자들의 각 단면에서의 위치는 Fig. 11의 2차유동 속도분포 그림에 함께 나타내었다.

스톨 근처의 유량점에서 단면 IV의 웨이크 영역에 속하는 흡입면 근처의 일부 영역($0.8 < y/t < 0.9$, $0.2 < z/b < 0.4$)에 나타나는 입자들의 궤적을 살펴보면, 단면 IV의 웨이크 영역을 형성하는 입자들은 단면 I의 흡입면 근처에서 출발하여 단면 II로 가면서 흡입면을 따른 슈라우드로의 2차유동에 의해 슈라우드의 흡입면 쪽으로 이동한다. 단면 II에서 단면 III으로 가면서 슈라우드를 따라 압력면 쪽으로 약간 이동했던 유체입자는 단면 IIIa에서는 슈라우드를 따른 흡입면 쪽으로의 강한 2차유동에 의해 슈라우드의 흡입면 쪽으로 다시 모이게 된다. 계속되는 흡입면 쪽으로의 2차유동은 입자들을 흡입면 쪽으로 이동시켜 단면 IV의 웨이크 영역이 흡입면 근처에 형성하게 된다.

설계점 유량에서 단면 IV의 웨이크 영역에 속하는 슈라우드의 흡입면 근처의 일부 영역($0.6 < y/t < 0.8$, $0.1 < z/b < 0.2$)에 나타나는 입자들의 궤적을 살펴보면, 단면 I의 흡입면 근처에서 허브에서 슈라우드까지 비교적 넓게 위치한 입자들이 흡입면을 따른 슈라우드로의 2차유동에 의해 단면 II에서는 슈라우드의 흡입면 구석에 위치한다. 단면 III과 단면 IIIa로 가면서 흡입면을 따른 2차유동의 영향을 계속 받아서 슈라우드를 따라 압력면 쪽으로 약간 이동하나 슈라우드를 따른 압력면에서 흡입면 쪽으로의 2차유동에 의해 더 이상 이동하지 못하고 있다. 단면 IV로 가면서 두 방향의 2차유동이 서로 만나면서 유체 입자들을 임펠러 내부로 조금 밀어내어서 주어진 웨이크 영역에 위치하게 된다.

초크 근처의 고유량점에서 단면 IV의 웨이크 영역에 속하는 슈라우드의 흡입면 근처의 일부 영역($0.6 < y/t < 0.8$, $0.1 < z/b < 0.2$)에 나타나는 입자들의 궤적을 살펴보면, 단면 I에서는 스톨 근처나 설계점 유량과는 달리 슈라우드 근처에 위치하고 있다. 단면 II로 가면서 그 위치는 크게 변하지 않으며 좀 더 넓게 퍼져 있으며 단면 III으로 가면서 압력면을 따른 2차유동에 의해 슈라우드의 흡입면 근처로 이동하게 된다. 단면 IIIa로 가면서 슈라우드를 따른 흡입면 쪽으로의 2차유동에 의해 슈라우드의 흡입면 구석으로 이동하나 흡입면을 따른 2차

유동과 만나 더 이상 이동하지 못하고 있다. 단면 IV로 가면서 설계점 유량에서와 마찬가지로 두 방향의 2차유동이 서로 만나면서 유체 입자들을 임펠러 내부로 조금 밀어내어서 주어진 웨이크 영역에 위치하게 된다.

이상에서 언급한 유선 궤적을 살펴보면, 웨이크를 형성하는 유체 입자들은 세 가지 유량점 모두 인듀서 영역을 지나면서 이미 낮은 회전 총압을 갖는 벽면 근처로 이동하였으며 이러한 영역내에서 2차유동에 의해 그 위치가 조금씩 변하여 임펠러 출구에서의 웨이크 영역을 형성하고 있음을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 3차원 점성 유동 해석방법을 사용하여 회전차 내부의 유동장을 계산하여 유동특성을 알아보았으며, 이에 따른 결론은 다음과 같다.

(1) 3차원 점성 유동해석 방법을 회전차 내부유동에 적용하였으며 설계점 및 탈 설계점에서의 회전차의 성능 및 슈라우드를 따른 압력분포 등을 실험값과 비교할 때 잘 예측하고 있다.

(2) 회전차 내부의 속도분포를 설계점 및 초크 근처의 유량점에 대해 L2F를 이용한 실험값과 비교하였으며 실험에 의해 확인된 제트-웨이크 형태의 유동장을 잘 해석하고 있다.

(3) 날개의 곡률 및 회전으로 인한 제트-웨이크 형태의 유동장의 생성과정을 회전차 내부의 2차유동의 생성 및 발달 과정으로 확인하였으며, 탈설계점에서의 2차유동 양상을 분석하여 제트-웨이크 유동장이 유량에 따라 다르게 생성됨을 알 수 있었다.

(4) 웨이크를 형성하는 유체 입자들은 세 가지 유량점 모두 인듀서 영역을 지나면서 이미 낮은 회전 총압을 갖는 벽면 근처로 이동하였으며 이러한 영역내에서 2차유동에 의해 그 위치가 조금씩 변하여 임펠러 출구에서의 웨이크 영역을 형성하고 있다.

후 기

본 연구는 서울대학교 터보·동력기계 연구센터의 연구지원으로 수행되었다. 이에 저자들은 관계자 여러분께 깊은 감사를 드린다.

참고문헌

- (1) Moore, J., Moore, J. G. and Timmis, P. H., 1984, "Performance Evaluation of Centrifugal Compressor Impellers Using Three-Dimensional Viscous Flow Calculations," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 106, pp. 475~481.
- (2) Prince, T. C. and Bryans, A. C., 1984, "Three-Dimensional Inviscid Computation of an Impeller Flow," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 106, pp. 523~528.
- (3) Hah, C., Bryans, A. C., Moussa, Z. and Tomsho, M. E., 1988, "Application of Viscous Flow Computations for the Aerodynamic Performance of a Backswept Impeller at Various Operating Conditions," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 110, pp. 303~311.
- (4) Fagan, J. R. and Fleeter, S., 1991, "Impeller Flow Field Measurement and Analysis," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 113, pp. 670~679.
- (5) Casey, M. V., Dalbert, P. and Roth, P., 1992, "The Use of 3D Viscous Flow Calculations in the Design and Analysis of Industrial Centrifugal Compressors," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 114, pp. 27~37.
- (6) Hathaway, M. D., Chriss, R. M., Wood, J. R. and Strazisar, A. J., 1992, "Experimental and Computational Investigation of the NASA Low-Speed Centrifugal Compressor Flow Field," *ASME Paper No. 92-GT-213*.
- (7) 강신형, 최영석, 전상규, 1995, "원심압축기 회전차 내부의 3차원 유동해석," 대한기계학회논문집, 제19권, 제10호, pp. 2617~2629.
- (8) Karki, K. C. and Patankar, S. V., 1988, "Calculation Procedure for Viscous Incompressible Flows in Complex Geometries," *Numerical Heat Transfer*, Vol. 14, pp. 295~307.
- (9) Karki, K. C., 1986, "A Calculation Procedure for Viscous Flows at All Speeds in Complex Geometries," Ph. D. Thesis, University of Minnesota, Minneapolis.
- (10) Ramamurti, R., Ghia, U. and Ghia, K. N., 1988, "Simulation of Two-Dimensional Viscous Flow Through Cascade Using a Semi-Elliptic Analysis and Hybrid C-H Grids," *NASA CR 4180*.
- (11) Eckardt, D., 1980, "Flow Field Analysis of Radial and Backswept Centrifugal Compressor Impellers PART 1 : Flow Measurements Using a Laser Velocimeter," *The 25th Annual International Gas Turbine Conference*, New Orleans, Louisiana, March 9. -13., pp. 77~86.
- (12) Schuster, P. and Schmidt-Eisenlohr, U., 1980, "Flow Field Analysis of Radial and Backswept Centrifugal Compressor Impellers PART 2 : Comparison of Potential Flow Calculations And Measurements," *The 25th Annual International Gas Turbine Conference*, New Orleans, Louisiana, March 9-13., pp. 87~95.
- (13) Eckardt, D., 1976, "Detailed Flow Investigations Within a High Speed Centrifugal Compressor Impeller," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 98, pp. 390~402.
- (14) Inoue, M. and Cumpsty, N. A., 1984, "Experimental Study of Centrifugal Impeller Discharge Flow in Vaneless and Vaned Diffusers," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 106, pp. 455~467.