

고입사각 압축기 익렬 내의 3차원 난류유동에 관한 수치적 연구

안병진*, 정기호*, 김귀순**, 임진식***, 김유일***

Numerical Study for 3D Turbulent Flow in High Incidence Compressor Cascade

Byungjin Ahn, Giho Jeong, Kuisoon Kim, Jinshik Lim, Youil Kim

ABSTRACT

A numerical analysis based on two-dimensional and three-dimensional incompressible Navier-Stokes equations has been carried out for double-circular-arc compressor cascades and the results are compared with available experimental data at various incidence angles. The 2-D and 3-D computational codes based on SIMPLE algorithm adopt pressure weighted interpolation method for non-staggered grid and hybrid scheme for the convective terms. Turbulence modeling is very important for prediction of cascade flows, which are extremely complex with separation and reattachment by adverse pressure gradient. Considering computation times, $k-\epsilon$ turbulence model with wall function is used.

초 록

2차원, 3차원 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 DCA 압축기 익렬의 수치해석을 수행하고, 여러 가지 입사각에 대해 실험치와 비교·검토하였다. SIMPLE 알고리즘을 적용한 2차원, 3차원 코드는 대류항의 이산화에 하이브리드 도식을, 집중격자기법을 사용할 때 발생할 수 있는 압력진동해를 방지하기 위하여 PWIM을 사용하였다. 캐스케이드 유동을 예측하는데 있어서 가장 중요한 요소 중의 하나가 난류모델링이다. 이는 캐스케이드 내의 유동이 역압력구배에 의한 박리와 재부착 등의 복잡한 양상을 보이기 때문이다. 본 연구에서는 계산시간의 효율성을 고려해 $k-\epsilon$ 벽법칙 모델을 사용하였다.

key Words : Turbulent Flow (난류), Non-Staggered Grid (비정렬격자), Compressor Cascade (압축기 익렬)

● 2002년 7월 28일 접수 ~ 2002년 9월 2일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원(Pusan National University, Dept. of Aerospace Eng.)

주연탁자, E-mail= gvogvo@hanmail.net 부산시 금정구 장전동 부산대 항공우주공학과

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과(Pusan National University, Dept. of Aerospace Eng.)

*** 정회원, 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

1. 서 론

가스터빈 엔진의 성능을 제대로 예측하기 위해서는 먼저 주요 구성품인 압축기, 터빈 등의 성능 자료가 충분히 알려져 있어야 한다. 특히 압축기는 조건의 변화에 따라 성능변화가 크므로 엔진 성능 예측시 압축기 성능특성은 매우 중요한 요소라 할 수 있다. 그러나 압축기에서의 유동은 근본적으로 비정상, 3차원, 난류유동으로서 매우 복잡한 유동현상을 보여주고 있다. 특히 입사각이 클 경우는 역압력구배로 인한 유동의 박리가 크게 발생하게 된다. 또한 실속, 서지, 틱간극 및 동익과 정익에서의 2차유동을 포함하는 각종 와류 등 여러 가지 현상이 동시에 나타나 압축기 내에서의 유동현상은 해석하기 힘든 대상 중의 하나임은 분명하다.

이러한 아주 복잡한 성능특성을 가진 압축기의 성능예측을 위해 실험적으로나, 수치적인 방법으로 그동안 많은 연구가 수행되어 그 성능특성은 많이 알려져 있다. 그러나 이들 성능자료들은 설계점 주위의 조건, 즉 익렬에 대한 흐름의 입사각이 그다지 크지 않은 경우에 대한 것이 거의 대부분이다. 엔진은 다양한 조건하에서 운용되고 있으므로 고입사각 조건을 쉽게 접할 수 있지만, 이러한 고입사각 조건에 대한 신뢰할 만한 성능 데이터는 거의 없는 실정이다. 따라서 엔진의 성능예측을 보다 향상시키기 위해서는 고입사각 조건에서의 압축기의 성능특성 자료를 충분히 확보하여야 한다.

본 연구에서는 압축기 익렬에 대한 정상, 비압축성, 3차원 전산해석기법을 개발하여 비교적 간단한 함수형태로 표현되는 두가지 DCA 압축기 익렬모델에 대해 수치해석을 수행하였다. Zierke 등[1]이 DCA 압축기 익렬(DCA1)에 대해 압력, 경계층 두께 및 속도분포, 후류의 양상 등을 측정된 결과를 통해 코드를 검증하였고, 홍기라 등[2]의 시험용 DCA 압축기 익렬(DCA2)에 대한 고입사각에서의 실험결과를 토

대로, 압축기 익렬에 대한 고입사각에서의 성능특성을 보다 자세히 규명하였다.

2. 지배방정식 및 수치기법

2.1 지배방정식

유동해석을 위한 지배방정식으로 정상, 비압축성, 3차원 Navier-Stokes 방정식을 적용한다. 지배방정식은 질량, 운동량 보존방정식으로 이루어지며 이를 직교좌표계에 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x} \left(\rho u \phi - \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial y} \left(\rho v \phi - \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial z} \left(\rho w \phi - \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial z} \right) = S_{\phi} \end{aligned} \quad (1)$$

질량보존방정식

$$\phi = 1, \quad \Gamma_{\phi} = 0, \quad S_{\phi} = 0 \quad (2)$$

x-운동량방정식

$$\phi = u, \quad \Gamma_{\phi} = \mu_{eff}, \quad S_{\phi} = -\frac{\partial P}{\partial x} \quad (3)$$

y-운동량방정식

$$\phi = v, \quad \Gamma_{\phi} = \mu_{eff}, \quad S_{\phi} = -\frac{\partial P}{\partial y} \quad (4)$$

z-운동량방정식

$$\phi = w, \quad \Gamma_{\phi} = \mu_{eff}, \quad S_{\phi} = -\frac{\partial P}{\partial z} \quad (5)$$

계산의 효율과 정확도를 증가시키기 위하여 물리적 공간(physical domain)은 일반화된 좌표 변환을 사용하여 계산 공간(computational domain)으로 변환된다.

2.2 난류모델

터보기계 내부의 3차원 난류유동은 유선곡률과 회전, 심한 압력구배, 유동박리, 압축성 효과 그리고 난류의 비등방성 등으로 인하여 매우 복잡한 유동 특성을 가지고 있다. 이러한 모든 효과를 고려할 수 있는 난류모델의 개발은 사실상

불가능하며, 본 연구에서는 일반적인 유동 현상에 가장 널리 사용되고 있는 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 대표적인 2-방정식 모델인 $k-\epsilon$ 모델은 Jones[3] 등이 개발하였으며, 난류길이 척도와 난류속도 척도에 관련된 두 개의 편미분방정식을 포함하고 있다. 이후 여러 연구자들에 의해 이 방정식들은 일반화되고 수정되었다. 본 연구에서는 그 중 벽법칙(law of wall)을 사용한 $k-\epsilon$ 모델[4]을 적용하였다.

난류운동에너지 k 와 소산율 ϵ 에 관한 식은 다른 유동변수들과 유사하게 다음과 같이 보존형 수송방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + \mu_t \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \rho \epsilon \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i \epsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1f} \mu_t \frac{\epsilon}{k} \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - C_{2f} \frac{\rho \epsilon^2}{k} \quad (7)$$

여기서

$$C_1 = 1.44, C_2 = 1.92, \sigma_k = 1.0, \sigma_\epsilon = 1.3 \quad (8)$$

이며 난류점성계수는 다음과 같이 정의된다.

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu \frac{k^2}{\epsilon}, C_\mu = 0.09 \quad (9)$$

벽법칙을 사용한 모델은 난류 상태에 있는 유동의 속도 구배가 크기 때문에 많은 격자점을 집중시켜야 하는 문제를 해결하기 위하여 제안된 모델로, 벽면 경계층의 대수영역(log layer)로 불리는 영역 내의 점을 벽면으로부터의 제1격자점으로 취하고, 그 내측의 계산은 피해가는 방법이다. 벽법칙에 의해 다음과 같은 벽면에서의 경계조건을 얻을 수 있다.

$$k_p = C_\mu^{-1/2} u_\tau^2 \quad (10)$$

$$\epsilon_p = \frac{C_\mu^{3/4} k_p^{3/2}}{x y_p} \quad (11)$$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (12)$$

Table 1 Specifications for DCA1 and DCA2

	DCA1	DCA2
Chord	228.6 mm	66.7 mm
Pitch	106.8 mm	46.7 mm
Height	368.1 mm	200 mm
AR	1.61	3
Solidity	2.14	1.43
Stagger angle	20.5°	51°
Camber angle	65.0°	13°

Table 2 Flow conditions for numerical analysis

	DCA1	DCA2		
Inc.	-1.5°	-40°	0°	+20°
Re	5×10^3	7.2×10^4	1.2×10^3	1.3×10^3

여기서 p 는 벽면으로부터의 제1격자점을 의미하며 각 식에 사용된 상수들은 다음과 같다.

$$f_\mu = f_1 = f_2 = 1 \quad (13)$$

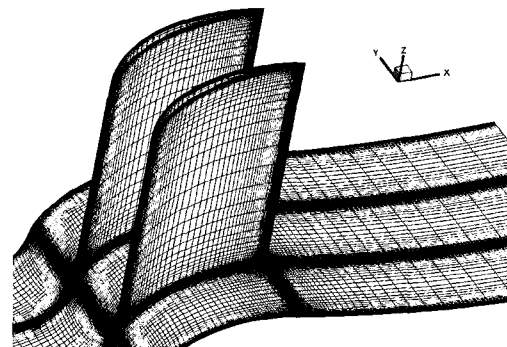


Fig 1 3D Grid System for DCA1
[161×61×67]

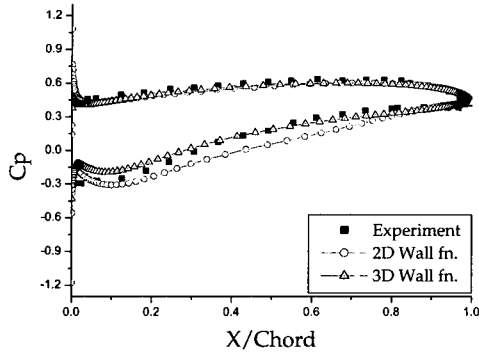


Fig 2 Pressure coefficient distribution at -1.5° incidence

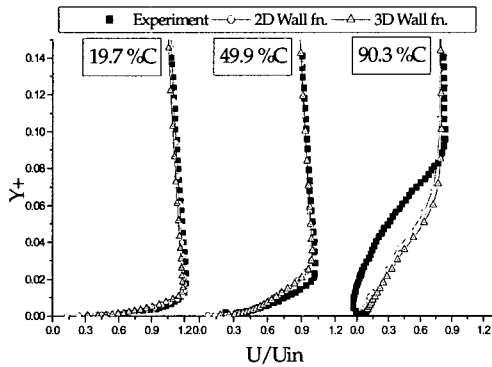


Fig 3 Velocity distribution on the suction surface at -1.5° incidence

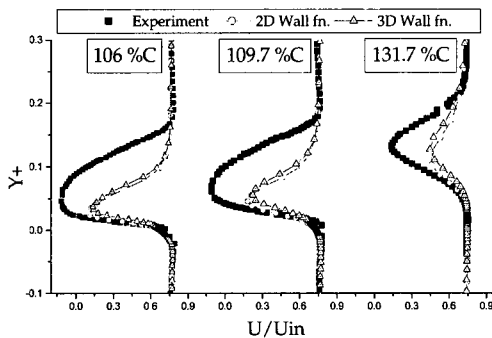


Fig 4 Axial velocity distribution in the wake at -1.5° incidence

3. 수치해석 결과

DCA1에 대한 유동해석 결과는 Zierke 등[1]의 실험치와 비교 및 검토하였으며, DCA2에 대해서는 홍기라 등[2]의 실험결과와 비교하였다. 각 익렬에 대한 제원과 유동조건은 각각 Table 1과 Table 2에 나타내었고, Fig 1은 DCA1에 대한 3차원 격자계를 보여준다. 격자계는 H-형으로 구성하였으며 유동변화가 심한 익렬의 앞전과 뒷전, 그리고 벽면 부근에 격자를 집중시켰으며 익렬 표면에서 최대한 직교성을 유지하도록 하였다. DCA2에 대한 격자계도 같은 방법으로 구성된다.

3.1 코드의 검증 (DCA1)

Fig 2는 입사각 -1.5° 에서 계산된 익렬 표면에서의 압력계수분포를 나타낸다. 압력면에서는 실험치와 2차원, 3차원 스펠 중앙에서의 결과가 서로 유사한 값을 보이지만, 흡입면에서는 2차원 결과에 비해 3차원 결과가 더 높은 값을 나타낸다. 이는 익렬의 바닥면에서 발생한 통과 와류(passage vortex)의 영향이 스펠 중앙까지 전해지고, 이러한 영향이 고려된 3차원 계산결과가 더 정확하게 예측되었다. 그리고 앞전의 압력계수분포가 실험치와 다소 차이를 보이는데, 이것은 수치계산이 실험치에 비해 익렬 앞전에 의한 압축효과를 더 크게 예측했기 때문이다.

Fig 3은 흡입면에서의 속도분포를 나타낸다. 19.7% 코드에서는 박리가 일어나지 않고 경계층이 매우 얇기 때문에 실험치와 2차원, 3차원 수치계산 결과가 서로 유사한 분포를 보이고, 49.9% 코드 지점에서는 경계층이 점차 성장하고 있음을 알 수 있으며 수치계산이 실험에 비해 경계층을 22.5% 정도 두껍게 예측하고 있다. 실험에서 주유동의 박리가 발생한 익렬의 뒷전(90.3% 코드) 부근에서는 박리를 예측하지 못한 수치계산과 큰 차이를 보인다.

Fig 4는 익렬을 지난 후류의 속도분포를 실험치와 비교한 그림이다. 2차원과 3차원 결과 모

두, 속도의 크기와 후류의 폭은 실험과 큰 차이를 보이고 있다.

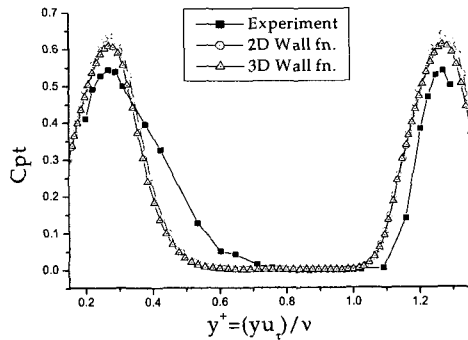


Fig 5 Total pressure loss coefficient at -10° incidence

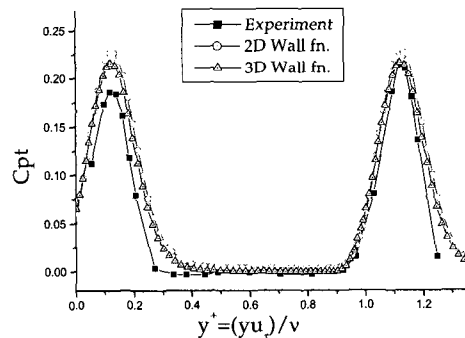


Fig 6 Total pressure loss coefficient at 0° incidence

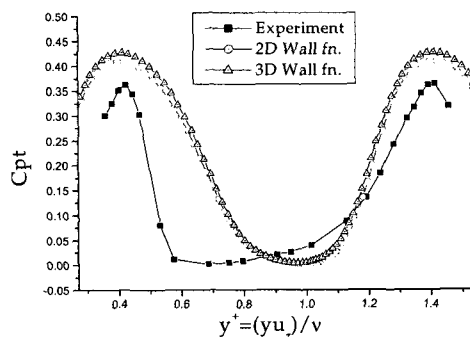


Fig 7 Total pressure loss coefficient at $+12.5^\circ$ incidence

이는 수치계산이 실험에서 나타난 뒷전의 경계층 박리를 예측하지 못해 Fig 3과 같이 경계층 속도분포에 큰 오차를 가져오고, 그 영향이 후류에도 미치기 때문이다.

3.2 고입사각 조건에서의 압축기 성능특성(DCA2)

Fig 5~Fig 7은 축방향 코드의 50% 하류 위치에서 측정된 피치방향의 전압력 손실계수 분포를 2차원, 3차원 수치해석 결과와 비교한 그림이다. 먼저 음의 입사각 -10° 에서의 결과인 Fig 5를 보면, 전체적으로 실험치와 유사한 분포를 보이고 있으나, 수치해석 결과가 후류의 폭을 비교적 넓게 예측하였으며, 3차원 결과가 2차원 결과에 비해 약간 낮은 손실분포를 보이고 있다. 이것은 3차원의 위아래 벽면에서 발생한 경계층에 의해 스펠 중앙에서 약간의 운동량 증가가 있기 때문이다. 전압력 손실계수를 구하는 식은 다음과 같다.

$$C_{pt} = \frac{P_{t1} - P_{t2}}{\frac{1}{2} \rho V_1^2} \quad (14)$$

Fig 6은 설계입사각인 0° 에서의 전압력 손실계수 분포이다. 후류의 폭과 손실의 정도가 실험치와 거의 일치하고 있으며, 2차원과 3차원 계산결과의 차이도 매우 작다.

그러나 Fig 7의 입사각 $+12.5^\circ$ 에서의 결과를 보면, 음의 입사각과 설계입사각에 비해 급격한 손실의 증가와 실험치에 대한 오차가 발생하는 것을 알 수 있다. 입사각이 양의 방향으로 증가하면, 음의 입사각이나 설계입사각에 비해 주유동의 박리가 발생할 가능성이 높아지며, 이러한 박리에 의해 수치해석 결과에 큰 오차를 가져온 것이다.

Fig 8은 전체입사각 범위에서의 유량평균된 전압력 손실계수 분포를 나타낸다. 수치해석이 실험치에 비해 과다예측했으며, 설계입사각인 0° 에서 최소의 손실을 보이고, 입사각이 증가할수록 증가하는 것을 알 수 있다. 유량평균된

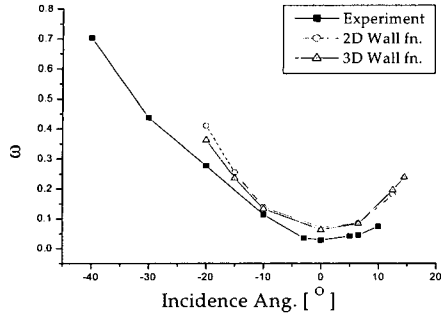


Fig 8 Mass averaged total pressure loss coefficient variation with incidence

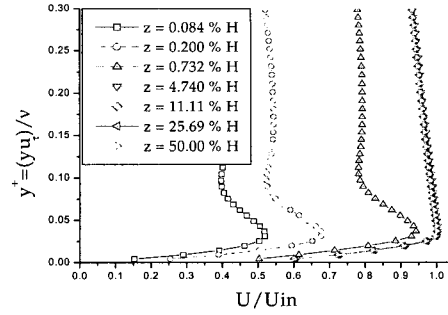


Fig 11 Axial velocity distribution along the span at -10° incidence

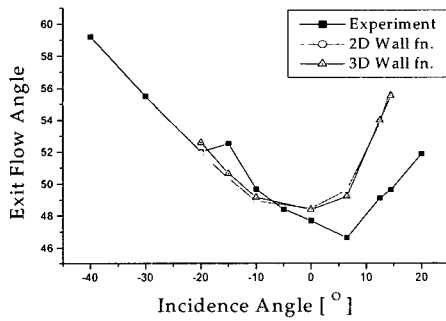


Fig 9 Exit flow angle variation with incidence

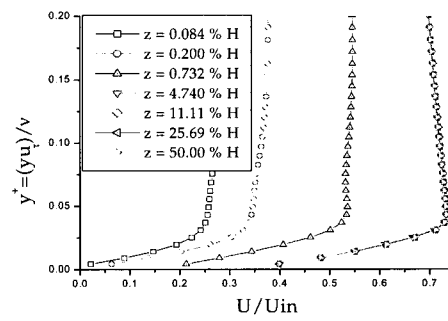


Fig 12 Axial velocity distribution along the span at 0° incidence

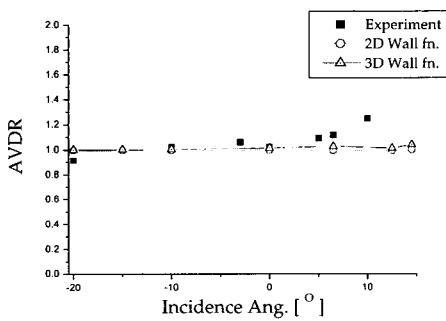


Fig 10 Axial velocity-density ratio variation with incidence

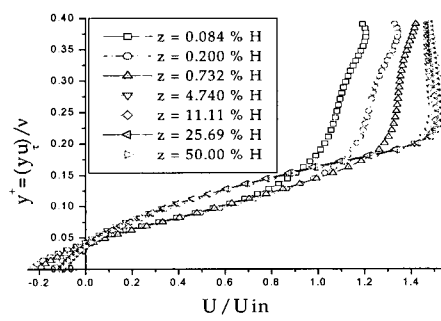


Fig 13 Axial velocity distribution along the span at +12.5° incidence

전압력 손실계수를 구하는 식은 식 (15)에 나타내었다.

Fig 9는 전체 입사각 범위에서의 출구유동각을 나타내며, 수치해석 결과는 모두 설계입사각

$$\omega = \frac{\int_0^s \rho V_x C_{pt} dy}{\int_0^s \rho V_x dy} \quad (15)$$

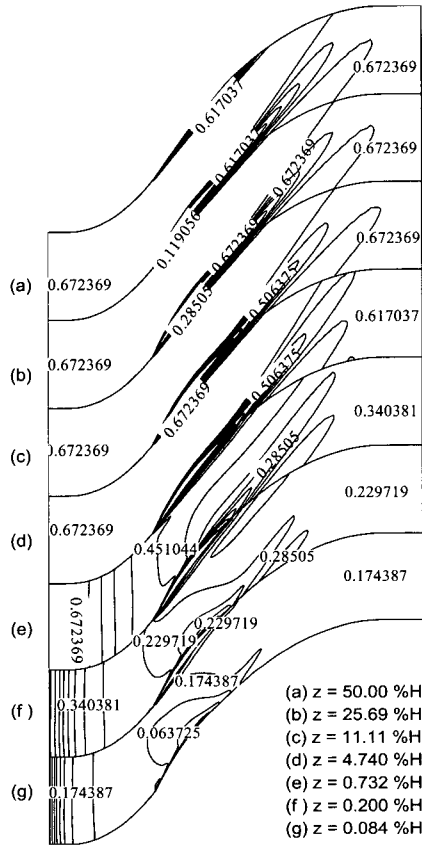


Fig 14 Total pressure coefficient distribution at 0°incidence [90%C]

인 0°에서 최소의 값을 가진다. 음의 입사각이나 설계점 부근에서는 실험치와 유사한 값을 보이지만, 양의 입사각으로 증가하면 박리에 의해 그 벗어남 정도가 급격히 커지는 것을 알 수 있다.

Fig 10은 축방향 속도-밀도비를 나타내며, 정의는 식 (16)과 같다. 실험에서는 양의 입사각으로 증가하면 블록현상에 의해 1보다 큰 값을 가지지만 수치해석 결과는 전체적으로 1의 분포를 유지하고 있다. 이것은 +12.5°입사각에서 박리는 예측하였지만 유동면적의 감소는 크지 않다는 것을 보여준다.

$$AVDR = \frac{\rho_2 V_{x2}}{\rho_1 V_{x1}} \quad (16)$$

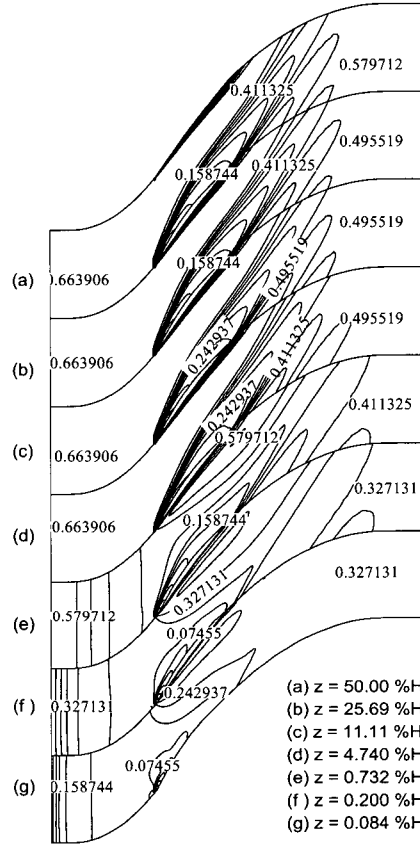


Fig 15 Total pressure coefficient distribution at +12.5°incidence [90%C]

Fig 11~Fig 13은 바닥면에서부터 스펠 중앙까지 높이 방향의 축방향 속도분포를 비교한 그림이며, 각 입사각에 대한 흡입면의 90% 코드 위치에서의 결과이다. 음의 입사각인 Fig 11을 보면, 바닥면에서 발생한 경계층의 성장으로 약 1% 높이까지는 차이가 크지만, 위아래 벽면의 영향이 적어지는 그 이상의 높이에서는 거의 동일한 결과를 보인다. 또한 음의 입사각에서는 박리가 일어나지 않고 유동이 익렬의 표면을 따라 흐르므로 익렬 표면부근에서 유동이 가속되는 것을 알 수 있다.

Fig 12는 설계입사각인 0°에서의 결과이며, 음의 입사각과 마찬가지로 위아래 벽면 경계층 내부인 1% 높이 내에서 큰 차이를 보이고 그 이

상의 높이에서는 동일한 결과를 보인다. 또한 바닥면에 해당하는 0.084% 높이에서 경계층 박리의 가능성을 예측할 수 있다.

Fig 13은 양의 입사각인 $+12.5^\circ$ 에서의 결과이다. 높이 방향으로 전 영역에서 박리가 예측되었으며, 경계층의 두께도 매우 두껍게 나타났다. 양의 입사각에서는 경계층의 박리가 일어나므로 음의 입사각에서 나타난 벽면의 영향에 의한 가속이 없어진다.

Fig 14는 설계입사각인 0° 일 때 높이방향으로의 전압력 분포를 나타낸다. 축방향 속도분포와 마찬가지로 위아래 벽면으로부터 약 1% 높이 이후에서는 전압력이 동일한 분포를 보이며, 위아래 벽면 경계층 내부에서는 전압력의 큰 손실이 발생하였다.

Fig 15는 입사각이 $+12.5^\circ$ 일 때의 전압력 분포이다. 익렬 뒷전에서 높이 방향으로 전영역에서 박리가 예측되었기 때문에, 그림과 같이 스펙 중앙까지 전압력의 손실이 나타난다.

4. 결론

2차원 및 3차원 익렬 유동해석 프로그램을 개발하여 두가지 압축기 캐스케이드 모델에 대해 적용하여 성능특성에 관한 다음과 같은 연구를 수행하였다.

(1) DCA1 압축기 익렬에 대해 정압력 계수, 경계층 속도, 난류강도 등을 실험치와 비교한 결과, 본 연구에서 개발된 유동해석 프로그램이 타당하다는 것을 알 수 있다.

(2) DCA2 압축기 익렬에 대해 전압력 손실, 익렬의 출구 흐름각 등을 여러 가지 입사각에서 실험치와 비교하여, 탈설계점인 고입사각에서의 익렬 성능을 규명하였다.

특히 3차원의 경우 2차원 익렬 유동해석에 비해 많은 격자수가 요구되며, 익렬의 성능 특성에 대한 연구는 많은 유동조건에 대해 계산을 수행해야 하므로 익렬 유동에 대한 고속해법에 관한 노력과 함께 유동을 보다 정확하게 계산할

수 있는 난류모델의 개발에 대한 연구가 진행되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

1. W. C. Zierke and S. Deutsch, "The Measurement of Boundary Layers on a Compressor Blade in Cascade: Part 4-Flow Fields for Incidence Angles of -1.5 and -8.5 Degrees," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 112, pp. 241-255, 1990.
2. 홍기라, 송성진, 홍용식, "입사각의 변화에 의한 축류 압축기 캐스케이드의 형상손실," 한국항공우주학회 춘계학술대회, pp. 218-222, 1998.
3. W. P. Jones and B. E. Launder, "The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 15, pp. 301-314, 1972.
4. B. E. Launder and D. B. Spalding, "The Numerical Computation of Turbulent Flows," *Comp. Methods Appl. Mech. Eng.*, Vol. 3, pp. 269-289, 1974.
5. S. V. Patankar, "Numerical Heat Transfer and Fluid Flow," Hemisphere, Washington D.C., 1980.
6. D. B. Spalding, "A Novel Finite Difference Formulation for Differential Expressions Involving Both First and Second Derivatives," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 4, pp. 551-559, 1972.
7. C. M. Rhie and W. L. Chow, "Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil With Trailing Edge Separation," *AIAA Journal*, Vol. 21, pp. 1525-1532, 1983.