

고입사각 압축기 익렬내의 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 · Jinsik Yim · Yooil 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. In this paper $k-\epsilon$ turbulence model with wall function is used to increase efficiency of computation times

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, 진동해를 방지하기 위해 집중격자 기법(PWIM)을 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 효율을 위해 $k-\epsilon$ 벽법칙 모델을 사용하였다.

1. 서 론

가스터빈 엔진의 성능을 제대로 예측하기 위해서는 먼저 주요 구성품인 압축기, 터빈 등의

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

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

*** 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

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, 텃간극 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 토대로, 압축기 익렬에 대한 고입사각에서의 성능특성을 규명하였다.

2. 지배방정식 및 수치기법

2.1 지배방정식

유동해석을 위한 지배방정식으로 정상, 비압축성, 3차원 Navier-Stokes 방정식을 적용한다. 지배방정식은 질량, 운동량 보존방정식으로 이루어지며 계산의 효율과 정확도를 증가시키기 위하여 물리적 공간(physical domain)은 일반화된 좌표변환을 사용하여 계산 공간(computational domain)으로 변환된다.

난류모델은 $k-\epsilon$ 모델이 가장 널리 사용되고 있다. 이 모델이 개발된 후, 이 방정식들은 여러 연구자들에 의해 일반화되고 수정되었으며, 본 연구에서는 그 중 벽법칙(law of wall)을 사용한 $k-\epsilon$ 모델[4]을 적용하였다.

수치해석에 사용된 코드는 유한체적법에 근거하여 계산되었고, Patankar[5]가 제안한 SIMPLE (Semi-Implicit Pressure Linked Equation) 알고리즘을 이용하였다. 공간 이산화에 있어서는 2차 정확도를 갖도록 하였으며 대류항의 오류확산을 방지하기 위하여 Spalding[6]이 제안한 하이브리드 도식(hybrid scheme)을 적용하였다. 또한 서양 장기관 형상의 압력 진동해를 방지하기 위하여 Rhie 등[7]이 제안한 집중격자 기법(PWIM ; Pressure-Weighted Interpolation Method)을 적용하였으며 계산속도를 높이기 위해 점순법보다 효율적인 선순법(line-by-line method)을 이용하였다.

경계조건으로 입구에서는 압력, 속도가 일정한 값으로 주어지는 Dirichlet 조건을, 출구에서는 모든 변수의 변화량을 0으로 하여 Neumann 조건을 사용하였다. 주기 경계조건은 cyclic 3중 대각행렬 해법을 이용하여 내재적으로 처리하였으며, 벽면에서는 점착조건(non-slip condition)을 부여하였다.

3. 수치해석 결과

DCA1에 대한 유동해석 결과는 Zierke 등의 실험치와 비교 및 검토하였으며, DCA2에 대해

서는 홍기라 등 [2]의 실험결과와 비교하였다. 각 익렬에 대한 재원과 유동조건은 각각 Table 1.과 2.에 나타내었고, Fig 1.은 DCA1에 대한 3차원 격자계를 보여준다. 격자계는 H-형으로 구성하였으며 유동변화가 심한 익렬 앞전과 뒷전 그리고 벽면 근방에 격자를 집중시켰으며 익렬 표면에서는 최대한 직교성을 유지하도록 하였다. DCA2에 대한 격자계도 같은 방법으로 구성된다.

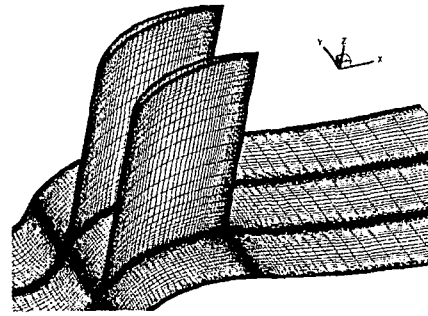


Fig 1. 3D Grid System for DCA1
[161×61×67]

3.1 코드의 검증(DCA1)

Fig 2.는 입사각 -1.5° 에서 계산된 익렬 표면에서의 압력계수분포를 나타낸다. 압력면에서는 실험치와 2차원, 3차원 스펙 중앙에서의 수치계산 결과가 서로 유사한 값을 보이지만, 흡입면에서는 2차원 결과에 비해 3차원 결과가 실험치에 더 가까운 결과를 나타낸다. 이는 익렬의 바닥면에서 발생한 통과와류(passage vortex)의 영향이 스펙 중앙까지 전해지고, 이러한 영향이 고려된 3차원 계산결과가 더 정확하게 예측된 것으로 보인다. 그리고 앞전의 압력계수분포가

Table 1. Spec. 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	
	-1.5°	-40°	0°	$+20^\circ$
Re	5×10^5	7.2×10^4	1.2×10^4	1.3×10^4

실험치와 다소 차이를 보이는데, 이는 실험결과와 $k-\epsilon$ Lam-Bremhorst 난류모델을 사용한 경우 앞전 박리버블이 예측되었지만, $k-\epsilon$ 벽법칙 모델에서는 벽법칙의 사용으로 경계층 계산의 정확도가 떨어져 박리버블을 예측하지 못했기 때문이다.

Fig 3.은 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. 90.3% 코드에서는 실험치에서 나타난 주유동의

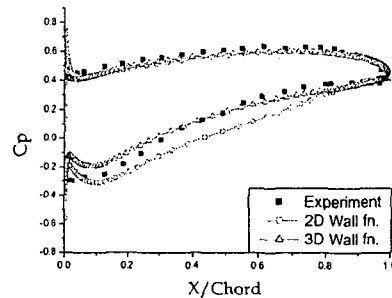


Fig 2. Pressure coefficient distribution at -1.5° incidence

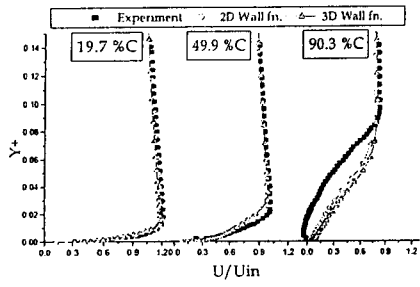


Fig 3. velocity distribution on suction surface at -1.5° incidence.

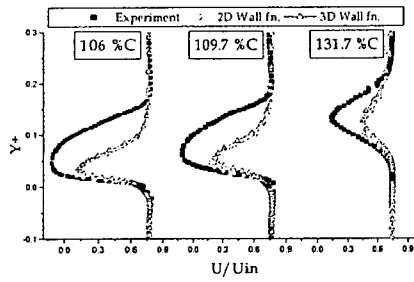


Fig 4. Wake velocity distribution at -1.5° incidence

박리를 예측하지 못해 큰 차이를 나타낸다. Fig 4는 익렬을 지난 후류의 속도분포를 실험치와 비교한 결과이다. 익렬의 후류영역은 익렬 뒷전의 6%와 9.7% 코드 위치에서 LDV를 이용해 측정되었고, 31.7% 코드 지점에서는 5공 프로브를 이용하여 측정되었다. 2차원과 3차원 결과 모두 후류의 중심은 비교적 잘 예측하였으나, 속도의 크기와 폭은 실험과 차이가 나고 있다. 이는 수치계산이 흡입면에서의 난류 경계층의 박리를 예측하지 못해 경계층의 속도분포가 실험과 큰 차이가 있었고, 그 영향이 후류에도 미치기 때문이다.

3.2 고입사각에서의 압축기 성능특성(DCA2)

DCA2에 대한 실험은 축방향 코드의 50% 하

류위치에서 수행되었으며, 각 결과그림들의 수치해석도 동일한 위치에서의 결과로 비교하였

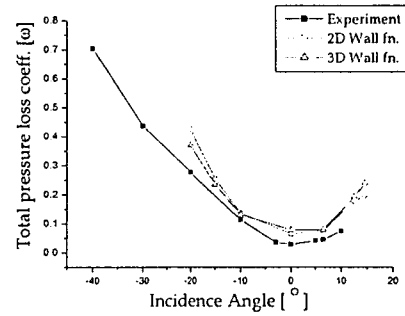


Fig 5. mass averaged total pressure loss coefficient for incidence range.

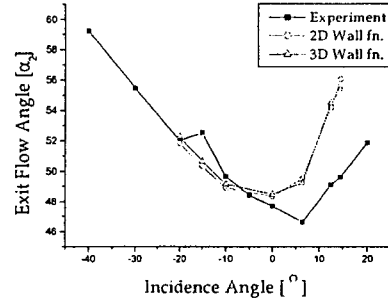


Fig 6. Exit flow angle distribution for incidence range.

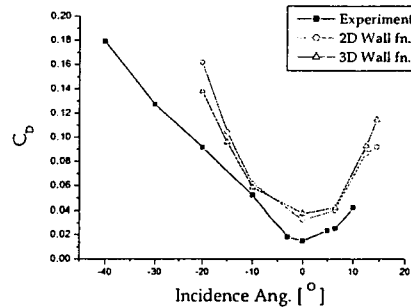


Fig 7. Drag coefficient distribution for incidence range.

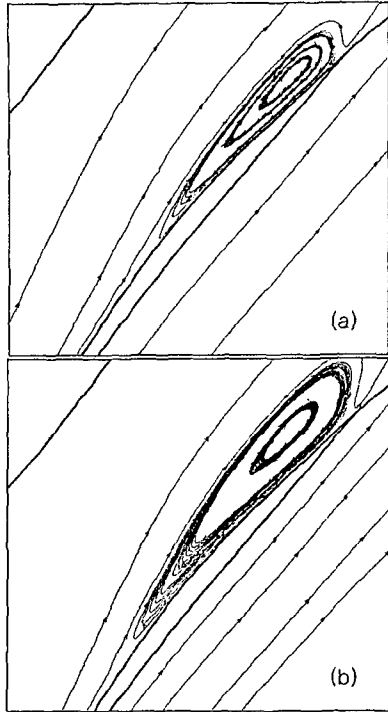


Fig 8. Streamlines at (a) +12.5° and (b) +14.5° incidence

다.

Fig 5.는 익렬 작동범위에서의 전압력 손실 유량 평균값의 분포를 나타낸 그림이다. 수치해석 결과가 실험치보다 과다예측했으며, 출구흐름각과 마찬가지로 설계입사각인 0°에서 최소의 손실을 보인다. 그 식은 식 (14)와 (15)에 나타내었다.

$$C_m = \frac{P_{i1} - P_{i2}}{\frac{1}{2} \rho V_1^2} \quad (14)$$

Table 3. Location of separation

Inc.	2 D	3 D
+12.5°	38.6 %C	40.0 %C
+14.5°	23.2 %C	21.2 %C

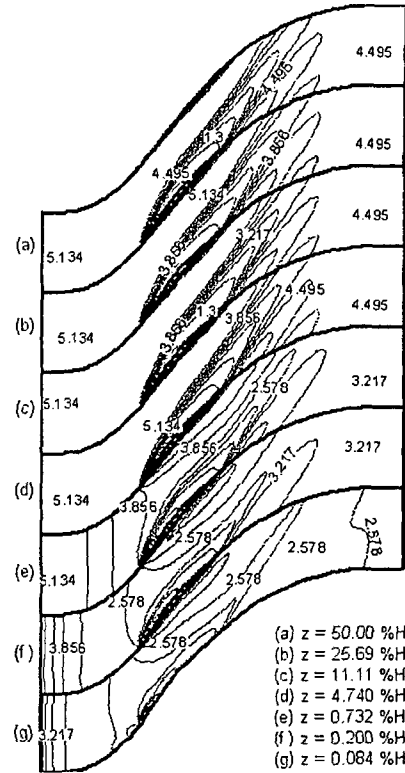


Fig 9. Total pressure distributions at +12.5° incidence

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

Fig 6.는 출구흐름각을 나타내며, 수치해석 결과는 모두 설계입사각인 0°에서 최소의 출구흐름각을 가지며 음의 입사각이나 양의 입사각으로 증가할수록 유동의 흐름은 블레이드를 따라가지 못하고 벗어나는 것을 알 수 있다.

Fig 7.은 항력계수를 나타내며 정의는 식 (16)과 같다. 설계입사각 부근에서 최소의 값을 보이고, 입사각이 커짐에 따라 항력이 급격히 증가하는 것을 알 수 있다.

$$C_D = \frac{\omega}{\sigma} \frac{\cos^3 \alpha_m}{\cos^2 \alpha_1} \quad (16)$$

Fig 8.은 입사각이 각각 $+12.5^\circ$, $+14.5^\circ$ 일 때 익렬의 흡입면에서의 유선을 나타내며 2차원과 3차원 결과는 동일하다. 입사각이 작을 때는 유동의 박리가 관측되지 않았지만 그림에서 보는 바와 같이 입사각이 양으로 커질 때 박리가 발생하며 그 발생위치는 Table 3.과 같고, 2차원 및 3차원 결과가 거의 일치한다.

Fig 9.는 입사각 $+12.5^\circ$ 일 때 높이방향으로의 전압력분포를 나타낸다. 바닥면에서 성장한 경계층이 스펠 중앙으로 영향을 미치는 것을 알 수 있으며, 그 영향으로 전압력에 손실을 가져온다. 바닥면에 가까울수록 그 영향은 크고, 스펠중앙으로 갈수록 약해진다. 또한 바닥면의 경계층과 익렬 캠버에 의한 흡입면, 압력면 간의 압력차로 인해 통로와류가 발생하며, DCA1에 비해 상대적으로 캠버각이 작은 DCA2에서는 통로와류의 크기와 강도가 작게 나타났다.

4. 결 론

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.