

터빈 로터의 익단 간극이 성능에 미치는 영향에 대한 수치해석적 연구

강영석* · 강신형** · 조형희***

A Numerical Study on the Effect of Tip Clearance on the Performance of Turbine Rotor

Young-Seok Kang*, Shin-Hyoung Kang**, Hyung-Hee Cho***

Key Words: Turbine Rotor (터빈 동익), Tip Clearance (익단 간극), Leakage Flow (누설 유동), Entropy (엔트로피)

ABSTRACT

The effect of tip clearance is important part for turbomachinery performance. Tip leakage flow due to tip clearance is mixed with passage vortex. Large amount of loss is generated at the mixing region and overall performance of turbomachinery is reduced. Numerical calculation of the 1st stage rotor of GE7FA gas turbine is carried out to investigate tip clearance effect on performance, pitchwise variations of velocity profiles, pressure distributions and loss coefficients. A commercial code, CFX-TascFlow is validated in this study.

1. 서 론

터보기계 내부의 날개 익단 간극에 의한 누설유동은 터보기계 전체 성능에 큰 영향을 끼친다. 익단 간극 때문에 발생하는 누설 유동과 주 유동의 상호작용은 설계시 예측했던 주 유동의 흐름을 벗어나게 할 뿐만 아니라 내부에서 손실을 증가시켜 터보기계의 성능을 전체적으로 떨어뜨리게 된다. 그래서 많은 연구자들이 터빈 날개와 익단 간극을 모사하여 실험한 자료와 이론적 지식을 바탕으로 하여 터빈에서의 익단 간극에 의한 누설 유동을 모델링하고 누설 유동이 전체 유동장에 미치는 영향을 예측하기도 하였다. 최근에 들

어서는 CFD 기술의 발달로 누설유동의 영향을 상당히 정확히 예측할 수 있게 되었다. 실제로 터빈 날개의 설계시에는 이전에 연구되어 축적된 자료를 토대로 터빈의 누설 유동의 영향을 예측하여야 하는 만큼 다양한 계산을 통해 터빈의 익단 간극의 영향에 대한 충분한 자료를 축적하는 것은 중요한 일이다.

그러한 목적에서 본 연구에서는 상용코드인 CFX TascFlow를 이용하여 GE사의 7FA 산업용 압축기 제 1 단 동익 날개에 대해 수치해석을 수행하여 누설 유동이 내부 유동장에 어떠한 영향을 미치는지에 대해 연구하였다. 터빈 날개 내부에서의 누설 유동의 영향을 정량적으로 살펴보기 위해 엔트로피의 생성량으로 손실 계수를 정의해 날개를 지나면서 누설 유동이 얼마나 증가하는지 그리고 그에 따라 손실계수는 어떻게 변화하는지를 살펴보았다. 이와 같이 비교적 복잡한 유동 구조를 가지는 터빈 동익의 유동장 해석을 위해서는 신뢰성 있는 코드를 확보하고 다양한 시험을 통해서 그

* 서울대학교 기계공학과 대학원

** 서울대학교 기계공학과

*** 연세대학교 기계공학과

E-mail : electra@turbo.snu.ac.kr

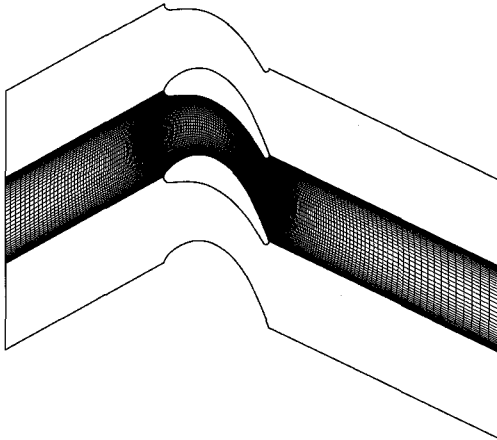


Fig. 1 CFD grid of VKI turbine cascades

성능을 파악하는 것이 중요하다. 그래서 본 연구에서는 우선 TascFlow가 터빈 계산에 대해 얼마나 신뢰성이 있는지를 검증하기 위해 Von Karman Institute에서 실험했던 2차원 터빈 익렬⁽¹⁾과 Pennsylvania State Univ.에서 실험했던 3차원 터빈 정익⁽⁴⁾에 대해 수치해석을 수행해 이를 실험값과 비교하도록 하였다.

2. VKI 터빈 익렬의 계산 및 결과

본 연구에서 채택한 TascFlow가 터빈 날개의 수치해석을 얼마나 정확히 해 낼 수 있을지 알아보기 위해 Von Karman Institute(VKI) 터빈 익렬에 대해 계산을 수행해 보았고 이를 실험 결과와 비교해 보았다. 본 익렬은 저속과 고속에서 시험되었기 때문에 과거 십수년간 수치해석 방법을 시험하는 벤치마크 모델로 널리 인정되어 왔다. Fig. 1은 본 연구에서 사용한 격자계로 $245 \times 40 \times 2$ 의 19600개의 격자로 구성되어 있다. 입구에서는 전압과 전온도 그리고 유동각을, 출구에서는 정압값을 주었고 난류 모델은 높은 레이놀즈수 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. Fig. 2에는 천음속 유동의 압력 계수와 마하수의 등고선을 나타내었다. 흡입면의 날개 끝에서 강한 충격파가 발생하는 것을 알 수 있으며 마하수 분포에서는 날개 끝에서 발생한 강한 후류가 뺨어나가면서 하류에 영향을 주는 모습을 살펴볼 수 있다. Fig. 3은 아음속과 천음속 유동에서 날개의 압력면과 흡입면을 따라가면서 압력계수와 마하수의 분포를 실험값과 비교한 그림이다. 아음속과 천음속의 경우 모두에서 압력계수와 마하수의 분포가 전체적으로 실험값과 매우 정확히 일치하는 것을 알 수 있다.

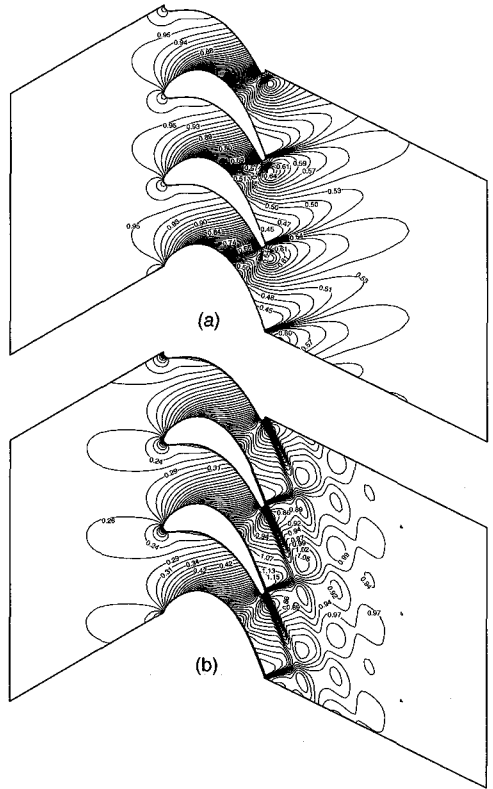
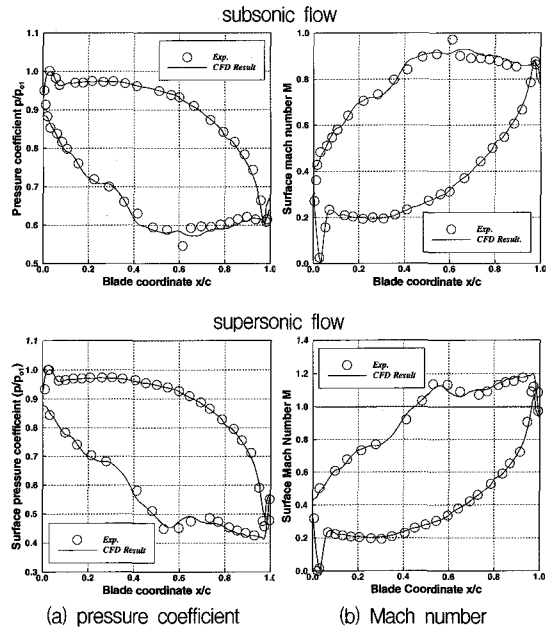


Fig. 2 Contours of (a) pressure coefficient and (b) Mach number for transonic flow



(a) pressure coefficient (b) Mach number
Fig. 3 Variations of (a) surface pressure coefficients and (b) Mach numbers for subsonic and supersonic flows

3. Penn. State 터빈 정의 계산 및 결과

TascFlow가 터빈의 3차원 유동을 얼마나 잘 예측하는지에 관심을 가지고, 특히 3차원 유동에서 내부 2차 유동 등을 얼마나 정확히 예측되는지 살펴보기 위해서 Pennsylvania 주립대에서 실험한 터빈 정의에 대해서 수치해석을 수행하여 보았다. 본 정의의 계산결과를 정확히 검증하기 위해 역시 실험결과와 비교하여 보았다. Fig. 4는 본 연구에서 사용한 정의의 3차원 형상과 표면 격자계이다. 날개를 포함하여 전체 유동장을 다중 격자계로 구성하였고, 전체 격자수는 모두 289,614개로 날개 주위는 O-Grid, 전체적으로는 H-Grid 격자계를 채택하여 전체적으로 격자의 직교성을 높였다. 입구에서의 경계 조건은 VKI 익렬에서의 마찬가지로 전압, 전온도, 입구 유동각의 분포를 주었다. 실험에서의 마찬가지로 입구에서의 경계층을 모사하기 위해 전압을 일정한 값이 아닌 반경방향을 따라 다른 값을 갖는 분포 경계 조건(profiled boundary condition)으로 주었다. 그리고 출구에서는 유량을 경계 조건으로 주었고 난류 조건은 높은 레이놀즈수 $k-\omega$ 모델을 사용하였다. Fig. 5는 스펜 방향으로 0.5, 0.9 일때에 압력계수를 나타낸 그림이다. $H=0.9$ 일 경우가 $H=0.5$ 일 때 보다 x/c 의 값이 0.4 정도일 때에 흡입면에서 약간 계산값이 크게 예측된 것을 알 수 있다. 이처럼 날개 표면에서 압력 값은 유로 내부에서의 2차 유동에 영향을 많이 받게 마련인데 $H=0.5$ 즉 mid-span에서는 보통 2차 유동의

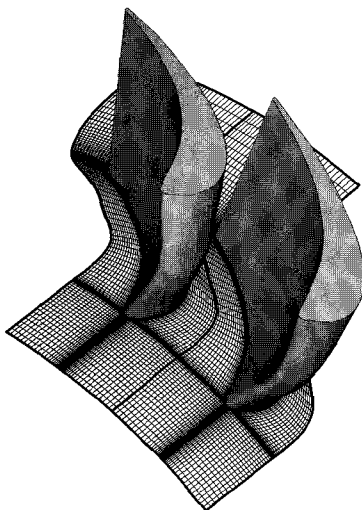
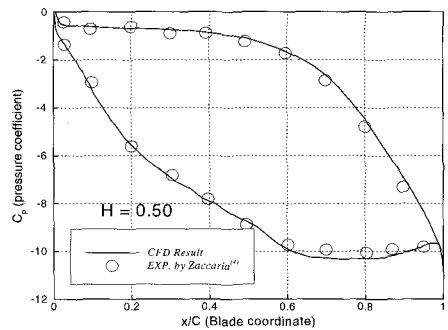
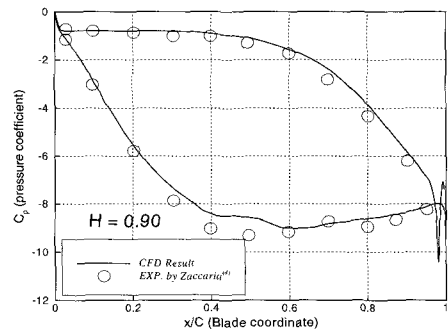


Fig. 4 CFD grid of Penn. State Univ. stator

영향이 팁부근에서 보다 작기 때문에 좀더 정확한 값을 예측할 수 있는 것으로 생각된다. 팁부근에서 오차는 2차 유동의 크기를 정확히 예측하지 못했기 때문으로 생각되며 좀더 정확한 예측을 위해서는 격자를 재구성하거나, 난류 모델을 수정해주어야 할 것으로 생각된다. 하지만 J. Luo⁽³⁾등이 저 레이놀즈수 $k-\omega$ 모델을 사용해서 계산한 결과에서도 $H=0.95$ 에서 비슷한 경향을 보이는 것으로 보아 본 수치해석은 상당히 효과적으로 수행된 것으로 생각된다. Fig. 6의 x/c 는 날개 코드 길이 대 자오면 위치의 비를 나타낸다. Fig. 6에서 날개 바로 끝과 하류, 즉 x/c 이 각각 0.935, 1.025, 1.09에서 축방향과 접선방향 속도분포를 pitch방향으로 평균하여 실험값과 비교한 것이다. x/c 이 0.935일 때는 축방향 속도가 실험값보다 약간 크게 예측되고 접선방향 속도는 약간 작게 예측되긴 하였지만 전체적인 경향은 상당히 정확하게 예측하고 있다. x/c 이 1.025일 경우는 날개를 바로 지나서 압력면과 흡입면에서 나오는 유동이 서로 섞이기 시작하는 부분이다. 전체적으로 상당히 정확한 값을 예측하는 것을 알 수 있으며

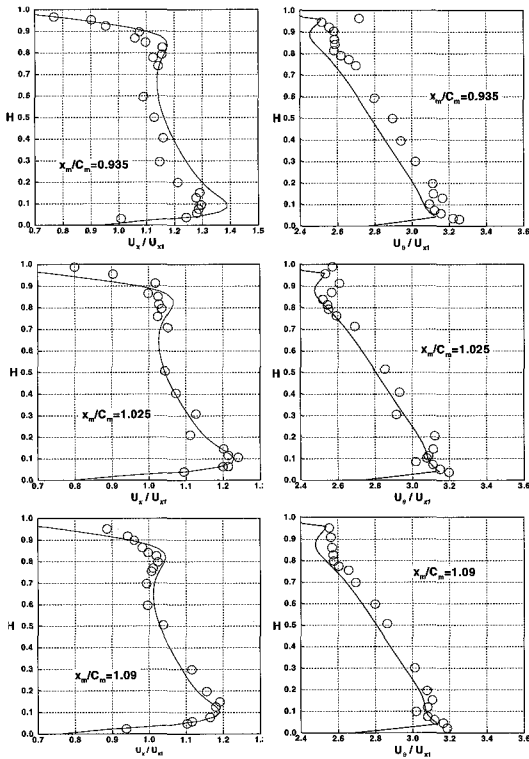


(a)



(b)

Fig. 5 Distributions of pressure coefficient (a) at the mid-span and (b) near the tip



(a) axial velocity (b) tangential velocity

Fig. 6 Distributions of pitchwise-averaged (a) axial and (b) tangential components at three locations

좀더 하류인 x/c 이 1.09에서도 상당히 정확한 값을 보여주는 것을 알 수 있다. 또한 허브와 슈라우드에서 속도의 분포를 볼 때 2차 유동의 분포 역시 상당히 정확히 예측하고 있는 것을 확인할 수 있다. 이상에서 본 연구에서 사용할 TascFlow는 3차원 유동에서도 터빈 내부에서의 3차원 유동 특성을 상당히 정확하게 예측하고 신뢰성 있는 결과를 보여줌을 알 수 있다.

4. 익단 간극을 고려한 터빈 로터 계산 및 결과

실제로 사용되는 산업용 가스 터빈인 GE7FA의 첫 번째 단에 위치하는 동익에 대하여 계산을 수행하였다. 날개에 대한 자세한 사항은 Table 1에 정리되어 있다. 슈라우드가 정지한 상태에서 날개만 회전하므로 동익과 슈라우드 사이에는 익단 간극이 존재하고 이 때문에 누설 유동이 발생한다. 누설유동은 주 유동과 혼합하여 Fig. 7에서와 같이 Vortex core를 형성하여 전체

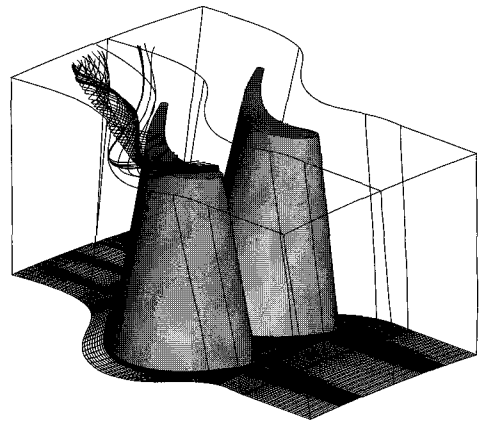


Fig. 7 CFD grid of GE7FA 1st-stage rotor and simulated vortex core due to its leakage flow

Table 1 Basic Specifications of GE7FA Rotor

Rotational Speed	3,600 rpm
No. of blades	92
Mass flow rate	403.21 kg/s
Hub diameter	2.0880 m
Tip diameter	2.4064 m
Tip clearance	8.00 mm
Rotor inlet total pressure	1,391.36 kPa
Rotor inlet total temperature	1,601.2 K
Inlet relative flow angle	62.02° (at hub)
	46.10° (at tip)

적인 성능에 큰 영향이 끼치게 될 것이다. 수치계산결과를 이용하여 누설유동에 따라 내부 유동장 및 성능이 어떠한 영향을 받게 되는지 살펴보고자 하겠다.

4.1. 계산 격자 및 경계 조건

사용된 계산 격자의 그림은 Fig. 7에 나타내었다. 격자의 직교성을 높이기 위해 날개 주위는 O-grid를 전체적으로는 H-grid로 다중 격자로 하여 전체 239,820개의 격자를 사용하였고, 익단 간극은 모두 13,356개의 격자로 구성되었다. 전체 격자계는 슈라우드를 제외하고는 모두 회전하는 상대 좌표계로 설정하였다. 경계 조건으로 입구에서 전압, 전온도 그리고 유동각을 주었는데 Table 1에서처럼 허브에서 팁까지 유동각이 변하기 때문에 반경에 따라 유동각의 분포를 주었다. 난류조건으로는 $k-\omega$ 모델을 사용하였다.

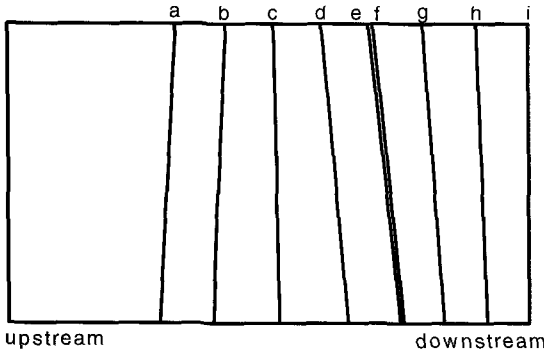


Fig. 8 Locations of measured sections

4.2. 결과 및 고찰

4.2.1. 터빈 날개 내부에서의 2차 유동과 손실

터빈 내부에서 익단 간극이 존재할 때에는 Fig. 7과 같이 누설 유동이 vortex core를 형성하고 주 유동 및 passage vortex 등과의 상호 작용으로 인해 부하를 감소시키고 손실을 크게 발생하며 유동분포에 영향을 준다. 손실을 정량적으로 나타내기 위해서는 여러 가지 방법이 있는데 본 연구에서는 입구에 대해 상대적으로 증가하는 엔트로피의 양으로 손실 및 효율을 평가해 보았다. 입구에서의 전압과 전온도를 각각 p_{01} 과 T_{01} 이라고 한다면 엔트로피의 증가량은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\Delta S = C_p \ln \frac{T_0}{T_{01}} - R \ln \frac{p_0}{p_{01}} \quad (1)$$

엔트로피 증가량을 기체상수로 나누어 무차원화 하여 손실계수 ξ 를 아래와 같이 정의하였다.

$$\xi = \exp(-\Delta S/R) \quad (2)$$

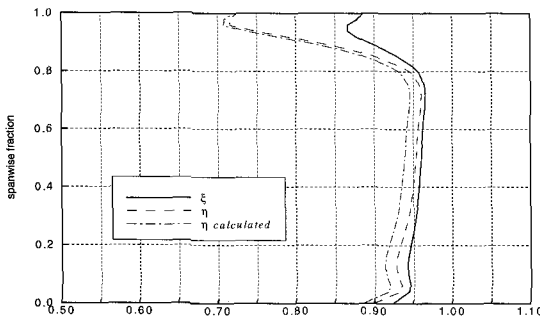


Fig. 9 Comparison of ξ and efficiency

터빈의 효율은 아래와 같이 정의된다.

$$\eta = \frac{T_{01} - T_{02}}{T_{01} - T_{02s}}$$

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = 1 - \eta(1 - \pi^k) \quad (3)$$

π, k 는 각각 압력비 및 R/C_p 를 나타내고 s는 등엔트로피 상태를 나타낸다. 식 (3)을 정리하여 식 (1)에 대입하고 식 (2)에서 ΔS 를 정리하여 식 (1)에 대입하면 다음과 같이 정리된다.

$$-\ln \xi = \frac{1}{k} \ln(1 - \eta(1 - \pi^k)) - \ln \pi \quad (4)$$

식 (4)에서 자연로그를 없애고 η 에 관해 정리하면 아래의 식 (5)와 같이 된다.

$$\eta = \frac{1}{1 - \pi^k} - \frac{\pi^k}{1 - \pi^k} \frac{1}{\xi^k} \quad (5)$$

만일 압력비가 일정하다면 식 (5)에 의해 효율 η 는 ξ 만의 함수가 될 것이다. Fig. 9는 출구에서의 ξ 식 (3)에 의해 정의된 η 값 그리고 식 (5)에 의해 계산된 η 값을 그린 그림이다. 식 (5)에서 압력비는 피치방향으로 평균된 압력비를 사용하였다. 허브의 중간면에서는 식 (5)에 의해 계산된 η 나 실제로 구한 η 가 약간의 차이를 보이고 있으나 슈라우드 쪽에서는 거의 원래 η 값과 차이를 보이지 않는 것을 알 수 있다. 평균된 압력비를 사용하였기 때문에 이러한 오차가 발생하였고 생각할 수 있다. 하지만 전체적으로 ξ 값이나 η 값 모두 극소값을 가지는 지점이 거의 일치하고 경향이 매우 비슷하므로 효율 η 를 평가하는데 있어 손실계수 ξ 의 값을 사용하여도 무방할 것이다. 그러므로 이후 식 (2)에서 정의된 손실 계수 ξ 의 값을 가지고 성능을 평가하도록 하겠다.

간단히 ξ 값에 대한 물리적 의미를 설명하면 다음과 같다. 주 유동의 경우에는 손실이 거의 없으므로 엔트로피의 증가량이 거의 없기 때문에 ΔS 는 0에 가까우므로 ξ 의 값은 1에 가깝게 된다. 하지만 손실이 크게 나타나는 경우에 있어서는 ΔS 의 값이 커지므로 ξ 의 값은 1보다 작아지게 된다. 즉 손실계수의 값이 1에 가까울수록 손실이 작고 1에서 멀어질수록 손실이 큰 것을 알 수 있다. 주로 익단 간극이 존재하는

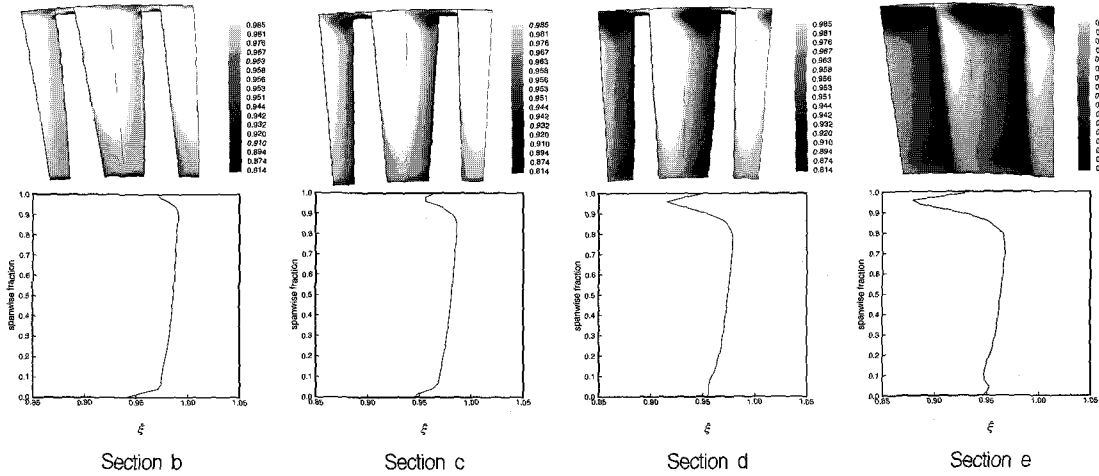


Fig. 10 Distributions of loss coefficient at 4 locations of the blade passage

영역에서 손실이 클 것으로 예상되는 만큼 Fig. 8과 같이 날개를 따라가며 단면을 쪼개어 ξ 의 값과 이를 허브에서 슈라우드까지 질량 평균한 값을 Fig. 10에 나타내 보았다. Fig. 8에서 a단면과 e단면은 각각 날개의 입구와 출구를 나타내며 b, c, d 단면은 입구와 출구 사이에서 각각 1/4, 2/4, 3/4에서 자른 단면을 나타낸다. 그리고 f단면은 날개 출구에서 계산 영역 출구까지의 거리의 5%만큼 날개 출구에서 빠져나온 곳에서의 단면을 나타낸다. 그리고 g, h단면은 각각 날개 출구에서 출구까지의 거리의 각각 1/3, 2/3에서의 단면을 나타내며 i단면은 출구에서의 단면을 나타낸다. Fig. 10에서 하얀 부분은 ξ 값이 1에 가까운, 즉 손실이 적은 부분 그리고 어두운 부분이 손실이 큰 부분을 나타낸다. 날개 상류를 지나 b 단면에서 익단 간극 및 허브 흡입면을 중심으로 손실 영역이 커지는 것을 알 수 있다. 전체적으로는 허브 쪽 그리고 흡입면에서 손실 영역이 더 넓게 발달하고 있는데 허브에서 슈라우드 사이에서 평균한 양을 살펴봐도 마찬가지이다. c 단면을 지나면서 점점 허브 쪽에서도 손실 영역이 점점 증가하는 것을 알 수 있다. 그리고 익단 간극에서의 누설 유동이 Fig. 7에서와 같이 vortex core를 형성하기 시작하면서 익단 간극의 흡입면 쪽에서도 손실 영역이 점점 자라나는 것을 알 수 있다. 날개 하류로 다가갈수록 익단 간극 영역에서 점점 더 손실 영역이 커지고 허브 흡입면에 한정되었던 손실 영역이 확장되어 흡입면 전체를 덮어버리는 것을 알 수 있다. 날개 출구에서는 슈라우드 쪽에서 대부분의 영역이 익단 간극에서

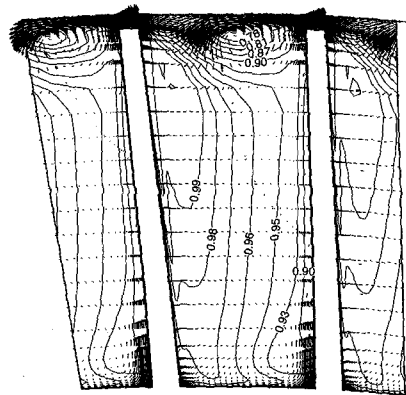


Fig. 11 Distributions of secondary flow vector and ξ contour near the blade exit

의 누설 유동으로 인한 손실이 거의 대부분을 덮고 있는 것을 알 수 있고 흡입면에서는 전체적으로 손실이 압력면보다 큰 것을 알 수 있다. 이런 경향으로 손실 영역이 발생하는 이유를 Fig. 11의 날개 출구에서의 2차 유동의 분포를 통하여 살펴봄으로써 알 수 있다.

Fig. 11은 날개 출구에서의 속도 벡터의 분포에서 주 유동의 속도 벡터를 빼준 속도 2차 유동의 벡터의 분포를 나타낸 그림이고 등고선은 ξ 의 값을 나타낸 값이다. 그림에서 두 부분의 순환 영역을 볼 수 있는데 익단 간극의 압력면에서 흡입면으로 넘어와 주 유동과 섞이며 vortex core를 형성하는 부분이 하나이며, 허브 흡입면 쪽에서 또 하나의 순환 영역이 발생하는 것을 알 수 있다. 허브쪽에서의 순환 영역은 날개 형상에 기인

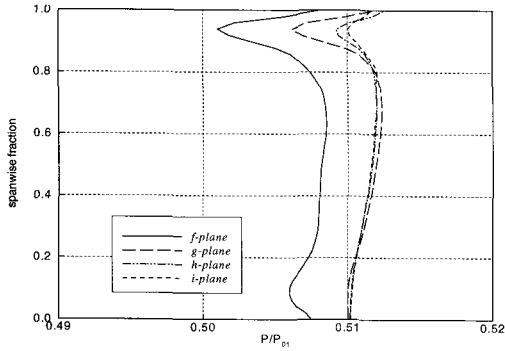


Fig. 12 Distributions of pressure ratios at the downstream

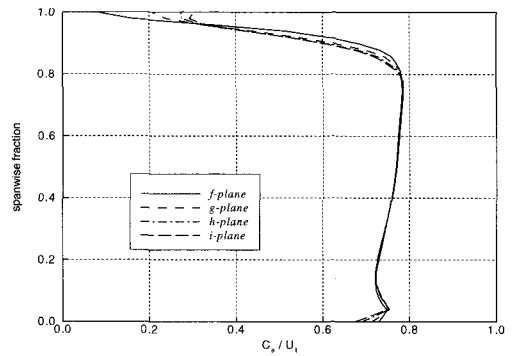


Fig. 14 Distributions of tangential velocities at the downstream

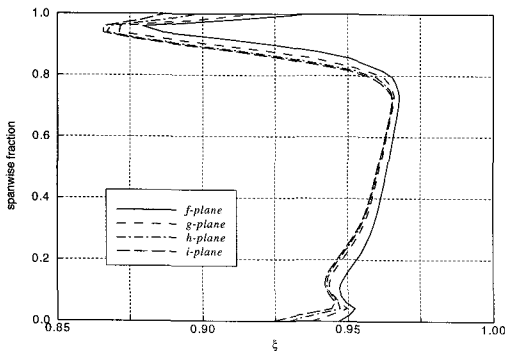


Fig. 13 Distributions of loss coefficients at the downstream

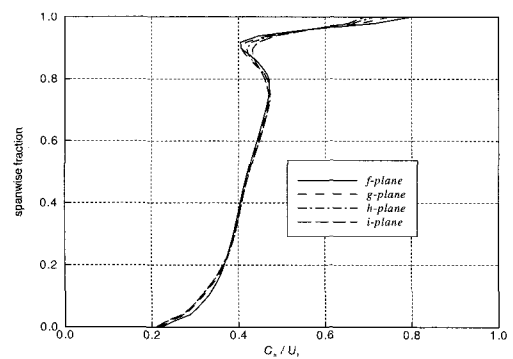


Fig. 15 Distributions of axial velocities at the downstream

한 passage vortex에 의한 것으로 생각된다. ξ 의 등고선과 함께 비교했을 때 손실이 가장 큰 부분은 익단 간극에서의 누설 유동이 vortex core를 형성하는 부분이며 허브 흡입면에서의 재순환 영역에서 손실이 크게 발생하는 것 또한 알 수 있다. 흡입면에서는 날개를 따라 유동이 흘러 올라가는 것을 알 수 있고 mid-span에서는 이 2차유동이 다시 압력면 쪽으로 흐르는 전형적인 곡판에서의 2차유동이 보임을 알 수 있다. 이로 인해 출구에서는 허브면 전체에서 손실이 크게 발생하는 것을 알 수 있었다. 이와 같이 엔트로피 생성에 의한 손실계수 ξ 는 터빈 내부에서의 2차 유동에 의한 손실을 정량적으로 나타내고자 할 때에 이를 효과적으로 예측할 수 있음을 알 수 있다.

4.2.2 터빈 하류에서의 유동 특성

터빈 하류에서는 터빈 내부에서의 유동 특성이 날개가 사라지면서 매우 복잡하게 섞이는 현상이 발생하게 된다. 이러한 현상이 얼마나 날개로부터 멀리까지 발생하는가는 터빈의 설계나 시험에 있어서 중요한 문

제이다. 이를 위해 터빈 출구에서의 유동장의 특성이 날개 하류에서 어떻게 변화하는지를 살펴보았다.

Fig. 12~Fig. 16은 날개 출구 직후 즉 압력 면과 흡입 면의 유동이 섞이기 시작하는 Fig. 8의 f 단면에서부터 i 단면까지의 출구 정압, ξ 의 값, 축방향, 접선 방향 속도, 출구에서의 유동각의 분포를 허브에서 슈라우트까지의 분포로 나타낸 그림이다. 정압의 경우 날개 출구를 빠져 나오면서 순간적으로 증가하지만 그 증가

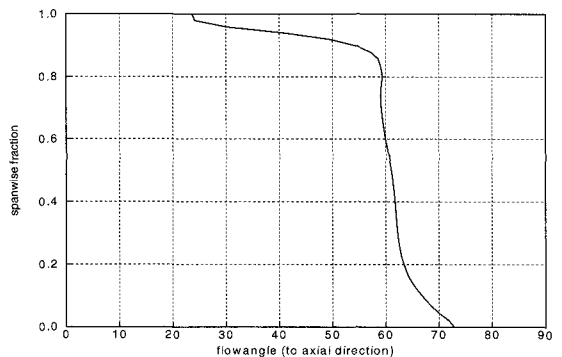


Fig. 16 Distributions of flow angles along the axial direction

량은 매우 미미하다. g 단면에만 이르러도 압력은 출구와 별로 차이를 보이지 않는다. Fig. 13의 ξ 값은 하류로 갈수록 점점 더 커지는 경향을 볼 수 있다. 즉 전체적으로 손실 및 효율 특성이 떨어지는 것을 알 수 있다. Vortex core가 주 유동과 섞이며 그 영역이 넓어지고 이러한 유동간의 혼합 때문에 팁 근처에서 손실이 점점 증가한다고 생각할 수 있다. 또한 f 단면과 g 단면을 비교할 때 g 단면에서 날개 출구 직후인 f 단면에서의 ξ 값 보다 작은 값을 가지는 것을 알 수 있다. 이는 동익 출구 직후 혼합 및 순간적으로 유동 면적이 넓어지는 데서 생기는 손실 때문이라 생각된다. Fig. 14와 15의 축방향 속도와 접선 방향 속도의 분포를 보면 허브와 슈라우드 근처에서의 속도 값이 회복하는 것을 알 수 있다. 이는 익단 간극에 의한 누설 유동과 날개 형상에 의한 2차 유동의 영향이 사라지기 때문이다. 또한 슈라우드 쪽의 압력이 허브 쪽 보다 높기 때문에 슈라우드 근처에서 속도가 낮은 영역이 점점 하류로 진행하면서 허브 쪽으로 전파되고 있다.

Fig. 16은 출구에서의 유동각의 분포를 나타낸 그림이다. 축방향 기준으로 전체적으로 60° 의 값을 보이고 있다. 하지만 슈라우드 쪽에서는 누설 유동으로 인해 유동각이 전체 평균 유동각에 비해 작은 것을 알 수 있고 허브 쪽에서는 좀더 큰 것을 알 수 있다. 허브와 슈라우드에서 20% 정도의 영역이 동익 내부에서의 유동장의 영향을 받아 유동각이 평균 유동각에서 벗어나 다음 단에 상당한 영향을 미칠 것이라 생각된다. 이상의 결과에서 전체적으로 터빈 하류에서의 유동장은 날개 출구 직후에 비해 약간 변화하는 것을 알 수 있다. 하지만 날개 출구를 지나 g 단면에까지만 이르러도 그 이후에는 별 변화가 없는 것을 알 수 있고 결국 출구 이후에는 유동이 상당히 빨리 안정화 되는 것으로 나타났다.

4. 결 론

지금까지 TascFlow를 이용해 익단 간극이 있는 터빈 내부의 유동장을 살펴보고 익단 간극이 전체 유동장에 어떠한 영향을 미치는지 알아보았다. 사용된 상용코드 TascFlow의 검증차원에서 수행해 본 2차원 터빈 익렬과 3차원 터빈 정익의 계산 결과를 실험값과 비교해 보았을 때 내부 유동장을 상당히 정확히 예측하는 것을 보여주었다. 따라서 터빈 계산에 있어서 TascFlow가 설계에 응용될 수 있는 정도로 상당히 신뢰성이 있음을 알 수 있다.

실제 익단 간극이 있는 GE7FA 터빈 1단 동익 날개의 계산에서는 날개 내부를 지나며 익단 간극에 의한 누설 유동이 증가하는 모습을 살펴볼 수 있었다. 날개 내부에서의 손실 그리고 효율을 정량적으로 평가하기 위해 성능 평가 변수로 엔트로피를 무차원화한 양 ξ 를 정의하여 날개를 따라가며 이들의 변화를 살펴보았다. ξ 값을 살펴봄으로써 익단 간극에서 누설 유동과 주 유동과의 혼합에 의한 손실 그리고 날개의 형상 등에 의한 2차 유동에 의한 손실이 발생하는 위치 그리고 손실량 등을 상당히 효과적으로 예측할 수 있었다. 터빈 날개 하류에서는 날개를 벗어난 직후 압력면과 흡입면에서 나온 유동의 혼합에 의해 유동장에 상당히 영향을 주지만, 하류로 진행하면서 유동장이 상당히 빠르게 안정되어 날개 길이의 30%정도만 벗어나게 되면 그 이후에는 압력, 속도 등의 변화가 거의 변화가 없는 것을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 산업자원부가 지원하는 2001년도 중기저점 “발전용 가스터빈 블레이드 국산화에 대한 연구”의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Kiock, R. et al., 1986, “The Transonic Flow Through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels,” ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 108, pp. 277~284.
- (2) Paulus Jr., D. M., 2001, “Entropy Production as a Predictive Performance Measure for Turbomachinery,” ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, Vol. 123, pp. 17~21.
- (3) Luo, J., 1995, “Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Turbine Nozzle Flow with Advanced Turbulence Models,” ASME 95-GT-302.
- (4) Zaccaria, 1994 “An Experimental Investigation into the Steady and Unsteady Flow Field in Axial Flow Turbine,” The Pennsylvania State University.