

◎ 논문

터빈익렬내의 3차원 끝벽유동 특성에 대한 수치해석적 연구

명 현 국*

Numerical Study on Three-Dimensional Endwall Flow Characteristics within a Turbine Cascade Passage

Hyon Kook. Myong

Three-dimensional endwall flow within a linear cascade passage of high performance turbine blade is simulated with a 3-D Navier-Stokes CFD code (MOSA3D), which is based on body-fitted coordinate system, pressure-correction and finite volume method. The endwall flow characteristics, including the development and generation of horseshoe vortex, passage vortex, etc. are clearly simulated, consistent with the generally known tendency. The effects of both turbulence model and convective differencing scheme on the prediction performance of endwall flow are systematically analyzed in the present paper. The convective scheme is found to have stronger effect than the turbulence model on the prediction performance of endwall flow. The present simulation result also indicates that the suction leg of the horseshoe vortex continues on the suction side until it reaches the trailing edge.

Key Words: 전산유체역학(CFD), 터빈익렬(Turbine cascade), 이차유동(Secondary Flow), 말굽와류(Horseshoe Vortex), 통로와류(Passage Vortex)

1. 서 론

터빈익렬내에서 발생하는 중요한 3차원 유동 현상으로는 익렬면과 끝벽(endwall)에서의 경계층, 익렬선단과 끝벽이 만나는 곳에서의 말굽와류(horseshoe vortex), 익렬통로(blade passage)에서의 2차유동(secondary flow)과 말단간극(tip clearance)의 누설유동(leakage flow) 등이 있으며, 이러한 터빈익렬내의 복잡한 3차원 유동에 대한 신뢰성 있는 예측은 터빈성능의 평가 및 개량면에서 매우 중요하다. 특히, 최근 끝벽에서의 국

소 열/물질전달계수를 구하기 위하여 물질전달실험방법 중의 하나인 나프탈렌 승화법이 국내외적으로 이용되고 있으며, 이 터빈익렬 끝벽에서의 열/물질전달 특성은 끝벽유동 특성과 밀접한 관련을 가지고 있으므로, 끝벽유동에 대한 정확한 예측은 열전달 데이터의 이해면에서도 매우 중요하다. 따라서, 현재까지 터빈익렬내의 3차원 유동에 관해 많은 실험적 및 해석적 연구가 수행되어 왔다[1].

Langston[2, 3]은 광범위하고도 상세한 실험과 끝벽(허브벽) 경계층유동에 대한 해석을 통하여 터빈익렬 끝벽 근처의 2차유동에 대한 모델을 제시하였다. Hah [4]는 유선곡률과 회전효과를 고려한 대수응력모델을, Yoo와 Yun[5]은 표준 $k-\epsilon$ 모델을 각각 사용하여 Langston [2, 3]이 실험한 터빈익렬내의 유동을 수치해석하였다.

* 2002년 12월 11일 접수

* 정희원, 국민대 기계자동차공학부

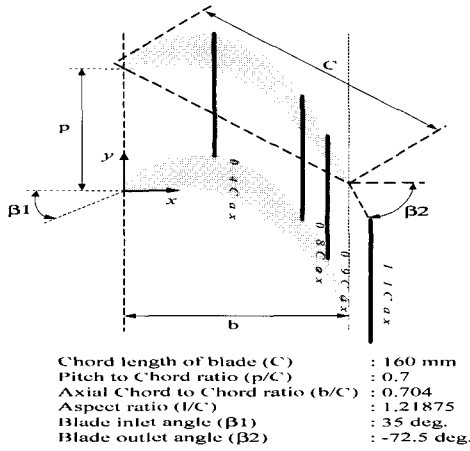


Fig. 1 Blade arrangement and geometry data.

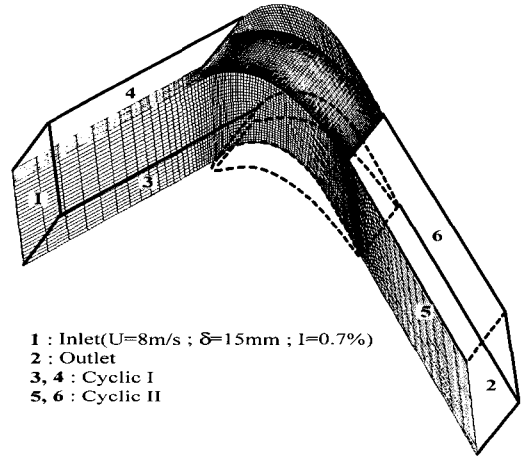


Fig. 2 Mesh(119 x 34 x 48) and schematic diagram of b.c.

한편, 말단간극을 포함하는 터빈익렬에 대한 연구는 Yamamoto[6]에 의해 실험적으로 수행되었으며, 이 등[7]은 RNG $k-\epsilon$ 모델을 사용하여 익단간극이 없는 경우와 있는 경우에 대해 수치해석적 연구를 수행하고, 이전 연구결과[5]와의 비교를 통해 RNG $k-\epsilon$ 모델이 표준 $k-\epsilon$ 모델보다 예측능력이 우수하다고 보고하였다. 최근 Tallman과 Lakshminarayana[8]는 Basson과 Lashminarayana[9]의 수치해석방법인 저레이놀즈수형 $k-\epsilon$ 모델을 사용하여 수치해석하고, 라그랑지안 방법(Lagrangian method)을 이용하여 누설유동과 와류가 끝단 근처에서 그리는 유체입자의 궤적을 나타내어 복잡한 끝벽 유동현상에 대한 물리적 이해도를 높였다. 그러나, 위에서 살펴 본 바와 같이 난류모델 및 대류항 차분도식이 끝벽유동 특성에 미치는 영향에 관해 계통적으로 분석한 수치해석적 연구는 거의 보고되어 있지 않다.

한편, 끝벽유동현상 중에서 말굽와류의 흡입면 다리(suction leg)에 관해서는 아직까지 명확히 정립되어 있지 않다. Langston[2, 3]은 실험적 결과를 토대로 말굽와류의 흡입면 다리가 블레이드 말단(trailing edge)까지 유지된다고 보고하였다. 이에 반해, Klein[10]은 실험적으로, Ho와 Lakshminarayana[11]는 수치해석적으로 말굽와류의 흡입면 다리가 블레이드 말단에 도달하기 전에 확산되어 소멸된다고 각각 보고하였다.

본 연구는 터빈익렬내의 복잡한 3차원 유동에 대한 신뢰성 있는 예측을 할 수 있는 수치해석방

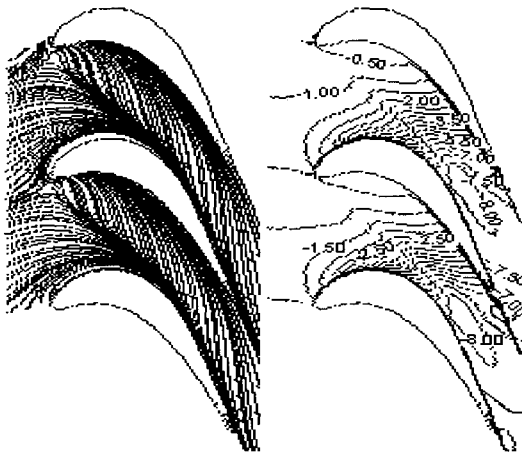
법의 확립 및 코드를 개발하고, 이 등[11]이 고성능 터빈익렬의 끝벽에서 열/물질전달 특성에 관한 연구를 수행한 익렬을 대상으로 그들이 수행하지 못한 말단간극을 포함하는 터빈익렬 내부유동에 대한 유동특성을 고찰하는 것이다. 이 목적을 달성하기 위해 본 연구의 선행단계로 수치해석적 연구가 많이 행해진 Langston[2, 3]의 터빈익렬에 대해 수치해석을 행하고 실험결과 및 상용코드와의 비교분석을 통하여 본 연구에서 사용되는 수치해석방법 및 코드의 적합성을 일차적으로 확인하였다.

본 논문에서는 이 등[12]이 연구한 간극이 없는 터빈익렬의 경우에 대해서 유동예측과 함께 난류모델 및 대류항 차분도식이 끝벽유동 특성에 미치는 영향에 관한 계통적인 분석 및 현재까지 명확하게 규명되어 있지 않은 말굽와류의 흡입면 다리의 소멸에 주안점을 두고 고찰한다. 참고로, 말단간극을 포함한 터빈익렬 내부유동에 대해 간극특성에 주안점을 둔 연구결과는 최근 Myong과 Yang[13]에 의해 보고되었다.

2. 수치해석방법 및 해석모델

2.1 해석모델

Fig. 1에는 고성능 터빈익렬 해석모델에 대한 형상정보를, Fig. 2에는 격자계와 경계조건을 각각 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 입구부터 익렬선단(leading edge)까지 그리고 익렬후

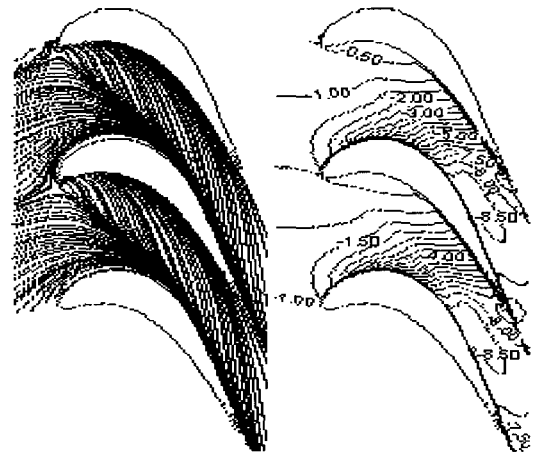


(a) streamlines (b) static pressure coefficient

Fig. 3 Flow field in the 0.6% span from the endwall (RNG $k-\epsilon$ model, LUD, MOSA3D)

단부터 출구까지의 경계면에 대해서는 주기조건을 적용한다. 입구 경계면은 익렬선단으로부터 입구유동각과 평행한 방향으로 축방향 현(chord)의 1.7배만큼 떨어진 상류지점에 위치시켰다. 입구유동은 이 등[12]의 실험조건에 따라, 경계층 두께 15mm를 가진 평형상태의 자유유동(8m/s)으로 고려하고, 입구경계에서의 난류 강도는 0.7%로 설정하였다. 출구경계면은 블레이드 말단(tailing edge)에서 출구유동각과 평행한 방향으로 축방향 현의 2.2배만큼 떨어진 하류지점에 위치시켰다. 계산격자는 중간스팬(mid-span)에서 블레이드의 선단과 말단을 제외하고 압력면과 흡입면상의 벽면 첫 번째 격자가 벽법칙 적용에 합리적인 값을 갖도록 하였으며(압력면 : $31.7 \leq y^+ \leq 79.5$, 흡입면 : $32.6 \leq y^+ \leq 95.8$), 양 끝 벽은 입구쪽과 선단 그리고 압력면쪽 일부를 제외하고 y^+ 값이 30이상이 되도록 하였다. 격자의 수는 축방향으로 119개, 피치(pitch)방향으로 34개를 사용하였으며, 스펠방향으로 45개의 격자를 사용하였다.

수치해석은 자체개발한 MOSA3D 코드[14]를 사용하여 수행하였다. 이 코드는 유한체적법과 SIMPLE 해법에 기초하고 일반좌표계(경계밀착좌표계)와 정렬격자계를 채택하고 있으며, 본 연구를 통해 주기경계조건을 처리할 수 있도록 코드를 수정하였다.



(a) streamlines (b) static pressure coefficient

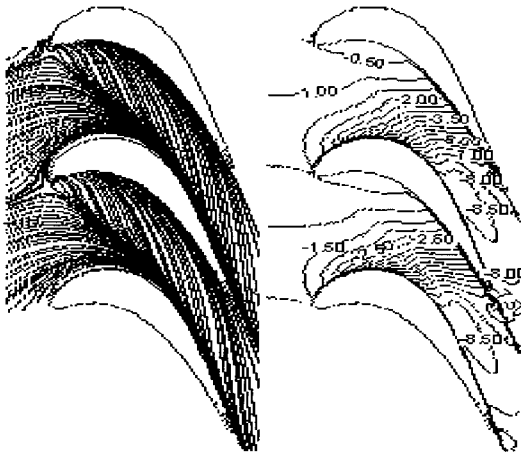
Fig. 4 Flow field in the 0.6% span from the endwall (RNG $k-\epsilon$ model, LUD, STAR-CD)

본 연구에서는 신뢰성 있는 수치해석방법을 확립하기 위하여, 난류모델로는 표준 $k-\epsilon$ 모델과 RNG $k-\epsilon$ 모델을, 대류항에 대한 도식으로는 1차 정확도를 가지는 상류차분도식(UD)과 2차 정확도를 가지는 선형상류차분도식(LUD)을 사용하여 계산결과를 계통적으로 비교분석하였다. 또한, 본 연구에서 대상으로 한 터빈익렬 내부 유동장에 대한 상세한 실험 결과가 없으므로, 본 연구에서 사용한 MOSA3D 코드의 적합성을 검증하기 위하여 동일한 격자계, 격자수 및 경계조건하에서 상용코드인 STAR-CD의 결과와도 비교분석하였다.

수렴판정조건은 각각의 경우에 대해 연속방정식 및 운동량방정식의 계산영역내 모든 셀(cell)에 대한 잔류량(residual)의 합이 각각 입구유량 및 입구운동량의 0.1%이하로 될 때로 하였다.

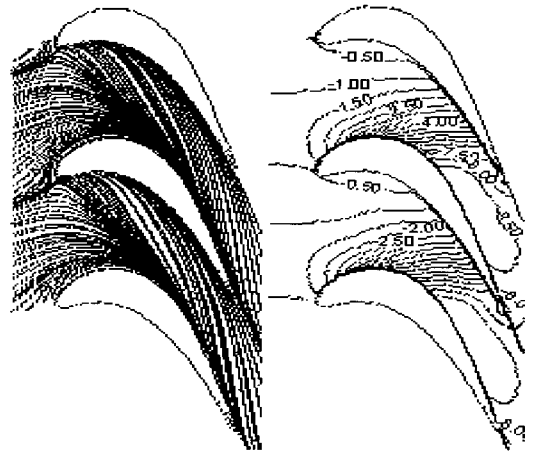
3. 결과 및 고찰

Fig. 3과 Fig. 4는 난류모델로 RNG $k-\epsilon$ 모델을, 대류항 차분도식으로 LUD를 사용하여 MOSA3D 및 상용코드(STAR-CD)로 계산된 끝벽으로부터 스펠길이의 0.6% 되는 거리에서 계산된 유선 및 압력계수 분포이다. 여기서 압력계수는 다음과 같이 정의되었다.



(a) streamlines (b) static pressure coefficient

Fig. 5 Flow field in the 0.6% span from the endwall (Std. $k-\epsilon$ model, LUD, MOSA3D)



(a) streamlines (b) static pressure coefficient

Fig. 6 Flow field in the 0.6% span from the endwall (Std. $k-\epsilon$ model, UD, MOSA3D)

$$C_{ps} = \frac{P_s - P_{t,ref}}{0.5\rho U_{in}^2} \quad (1)$$

먼저, 유선분포(Fig. 3(a)) 결과를 보면 끝벽 경계층유동이 블레이드 선단에 부딪혀 선단부근에서 나타나는 안장점(saddle point)과 말굽와류(horseshoe vortex)의 형성 및 이에 따른 2개의 박리선(separation line)과 부착선(reattachment line)을 명확히 나타내고 있으며, 특히 2개의 박리선은 말굽와류의 경로, 즉 말굽와류의 압력면 다리(pressure side leg)와 흡입면 다리를 잘 보여주고 있다. 이어 선단을 지나는 유동은 통로와류(passage vortex)의 영향으로 주유동이 압력면에서 흡입면쪽으로 흐르는 현상을 보이고 있다. 또한 본 결과(Fig. 3 (b))는 박리된 유선과 평행한 방향으로의 흡입면을 향한 강한 압력구배를 잘 나타내주고 있으며, 이것은 안장점에서 생성되어 흡입면과 만나는 말굽와류의 형성구역이다. 또한, 최소압력이 블레이드 흡입면으로부터 떨어진 통로상에서 나타나며, 이 영역에서 2차유동 즉, 통로와류의 자취를 잘 보여주고 있다. 이와 함께 국부적으로 최대 정압이 안장점 근처에 나타난다. 전체적으로 본 결과는 Langston 등 [2, 3]에 의해 실험적으로 확인된 끝벽유동의 물

리적 특징을 수치해석적으로 명확하게 보여 주고 있다.

또한, Fig. 3의 결과를 상용코드의 결과인 Fig. 4와 비교해 보면 본 연구에서 개발한 MOSA3D 코드는 전반적으로 상용코드와 동등한 정도로 끝벽유동을 예측하고 있으며, 특히 최소 압력이 블레이드면으로부터 떨어진 통로상에 존재하는 실험적으로 확인된 물리적인 특징을 상용코드보다 명확하게 예측하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 5는 끝벽유동 예측성능에 대한 난류모델의 영향을 평가하기 위해, 대류항에 대한 차분도식은 LUD를 사용하고 난류모델로 표준 $k-\epsilon$ 모델을 사용하여 계산된 결과이다. Fig. 3의 결과와 비교해 보면 안장점 위치 및 말굽와류의 형성 등 전반적으로 유사한 예측성능을 나타내고 있으나, 박리된 유선과 평행한 방향으로의 흡입면을 향한 압력구배가 다소 약하며, 말굽와류의 형성 영역도 명확하지 않음을 알 수 있다. 이와 같이 RNG $k-\epsilon$ 모델이 표준 $k-\epsilon$ 모델에 비해 변형율의 변화가 상대적으로 큰 끝벽 부근, 특히 익렬선단 부근에서 보다 우수한 예측성능을 보이는 것은 RNG모델이 표준 모델과 달리 변형율 효과를 난류에너지의 소산율 방정식에 추가적으로 포함하고 있기 때문으로 설명할 수 있다.

Fig. 6은 난류모델로 표준 $k-\epsilon$ 모델과 대류항에 대한 차분도식으로 UD를 사용하여 계산된 결

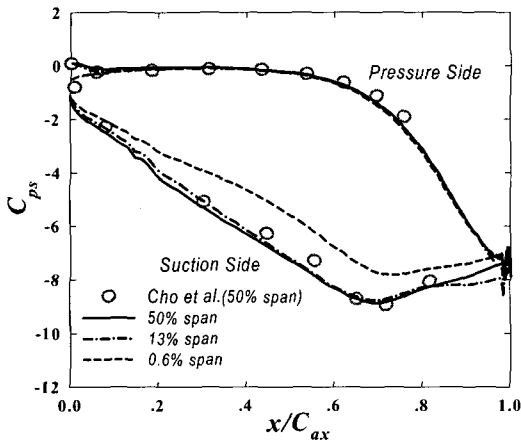


Fig. 7 Static pressure coefficient distributions on blade surface (MOSA3D, RNG $k-\epsilon$ model, LUD).

과이다. 결과를 보면 안장점 위치, 말굽와류의 형성, 최소 압력이 블레이드면으로부터 떨어진 통로상에 존재하는 실험적으로 확인된 물리적인 특징 등을 제대로 예측하고 있지 못하고 있다. 또한 박리된 유선과 평행한 방향으로의 흡입면을 향한 압력구배가 거의 없는 것으로 예측하고 있어 실험적으로 명확히 확인된 사실을 나타내지 못하고 있다. 이 결과로부터 대류항 도식의 영향이 끝벽유동 예측에 크게 영향을 미치고 있음을 명확하게 알 수 있다. 또한 Fig. 3부터 Fig. 6의 결과를 종합적으로 보면 끝벽유동 예측성능면에서 난류모델 및 대류항 도식이 모두 영향을 미치고 있으며, 대류항 도식에 대한 영향이 난류모델에 의한 영향보다 더 큰 것으로 나타나, 터빈 익렬 끝벽유동과 같이 복잡한 3차원 유동예측을 위해서는 적어도 2차 정도의 정확도를 가지는 대류항 차분도식을 사용해야함을 알 수 있다.

Fig. 7은 RNG $k-\epsilon$ 난류모델과 LUD를 사용하여 MOSA3D로 계산된 끝벽으로부터 스펠방향으로 0.6%, 13%, 50% 되는 위치에서의 블레이드 압력면과 흡입면상의 압력계수분포를 측정값(이등[12])과 비교한 것이다. 참고로, 본 결과는 상용코드(STAR-CD)의 결과와 그림상에서 구별하지 못할 정도로 일치하고 있어 여기서는 MOSA3D의 결과만을 제시하였다. 예측결과를 보면 압력면에서는 스펠위치에 관계없이 상당히 일치된 값들을 보이고 있으며, 50% 스펠위치

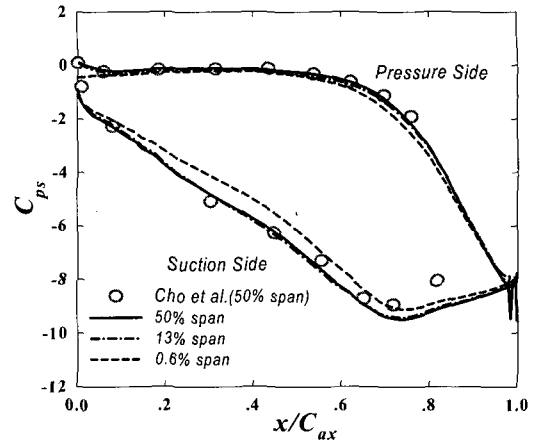


Fig. 8 Static pressure coefficient distributions on blade surface (MOSA3D, Std. $k-\epsilon$ model, UD).

에서의 실험결과와 잘 일치하고 있다. 블레이드 선단에서 0.6% 스펠위치인 경우 실험값과 다소 차이를 나타내는 것은 Langston 등[2, 3]이 보고한 대로 말굽와류에 기인한 유동손실 때문으로 사료된다. 한편, 흡입면에 따른 압력분포도 50% 스펠위치에서의 결과는 실험값과 비교적 잘 일치하고 있다. 그러나, 0.6% 스펠위치에서의 예측 결과는 Fig. 3의 결과로부터도 예상되듯이 말굽와류의 흡입면 다리와 뒤를 이은 통로와류의 영향으로 50% 스펠위치의 결과와 상당한 차이를 보이고 있다. 또한, 13% 스펠위치에서의 결과는 50% 스펠위치에서의 값보다 블레이드의 앞부분에서는 다소 높게, 흡입면으로부터의 3차원적 박리영역인 뒷부분에서는 다소 낮게 압력의 역전 분포현상을 나타내고 있으며, 이런 경향은 Langston 등[2, 3]의 실험결과와 잘 일치하고 있다.

Fig. 8은 표준 $k-\epsilon$ 난류모델과 UD를 사용하여 계산된 끝벽으로부터 스펠 방향으로 0.6%, 13%, 50% 되는 위치에서의 블레이드 압력면과 흡입면상의 압력계수 분포를 나타낸 것이다. 결과를 보면 잘 알려진 실험적 결과와 달리 압력면에서 스펠위치에 따라 다소 차이를 나타내고, 흡입면에서 13% 스펠위치에서 압력의 역전 현상이 나타나지 않으며, 0.6% 스펠위치에서 압력값이 50% 스펠위치에서의 값과 크게 차이가 나지 않는다. 이것은 Fig. 6에 보인 끝벽으로부터 스펠

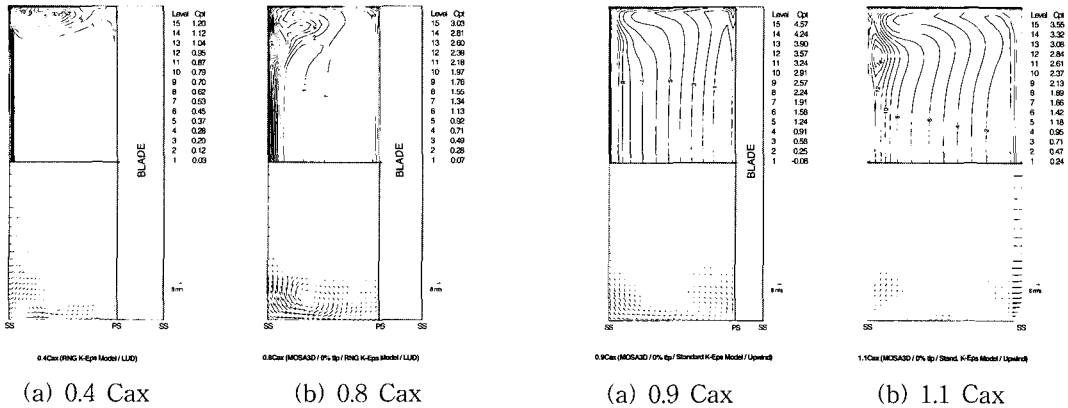


Fig.10 Total pressure loss coefficient distributions and secondary flow vectors along the axial direction (Std. $k-\epsilon$ model, UD, MOSA3D).

$$C_{pt} = \frac{P_{t,ref} - P_t}{0.5\rho U_{in}^2} \quad (2)$$

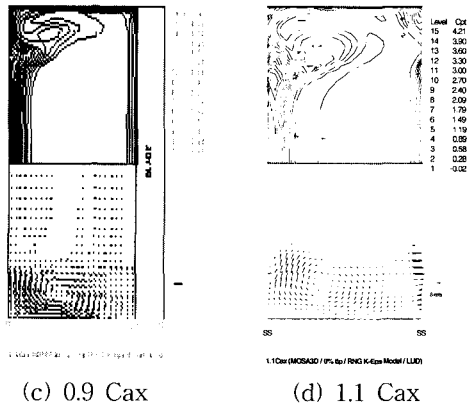


Fig. 9 Total pressure loss coefficient distributions and secondary flow vectors along the axial direction (RNG $k-\epsilon$ model, LUD, MOSA3D).

길이의 0.6% 되는 거리에서 계산된 유선 및 압력계수 분포가 실험적 사실을 제대로 재현하지 못하는 것과 일치하며, Fig. 7 및 Fig. 8의 결과는 난류모델 및 대류항 차분도식이 끝벽유동 예측성능에 크게 영향을 미치고 있음을 명확히 입증해 주고 있다.

Fig. 9는 RNG $k-\epsilon$ 난류모델과 LUD를 사용하여 계산된 $0.4 C_{ax}$, $0.8 C_{ax}$, $0.9 C_{ax}$ 및 $1.1 C_{ax}$ 위치에서의 전압손실계수와 2차유동 속도벡터를 나타내고 있다. 2차유동의 속도벡터성분들을 구할 때, 자유유동 속도는 50% 스패의 속도로 가정하여, 끝벽으로부터 50% 스패까지의 각 격자층마다 이를 빼는 Langston [2]과 같은 방법으로 계산하였으며, 전압손실계수는 다음 식을 사용하였다.

축방향 위치 $0.4 C_{ax}$ 에서의 예측결과인 Fig. 9 (a)를 보면 높은 전압손실이 압력면과 흡입면 중간 끝벽 근처와 흡입면과 끝벽 코너부분에 나타나고 있다. 이차유동과 Fig. 3의 유선분포와 함께 분석하면 전자는 이차유동의 중심부분과 거의 일치하며 말굽와류의 압력면 다리가 아직 흡입면까지 도달하지 못하였음을 나타내고 있다. 반면 후자는 말굽와류의 흡입면 다리를 명확하게 나타내주고 있다. 축방향 위치 $0.8 C_{ax}$ 및 $0.9 C_{ax}$ 에서의 결과인 Fig. 9 (b) 및 (c)는 축방향을 따라 회전반경이 증가하며 중심이 끝벽과 흡입면으로부터 점점 더 멀리 떨어지면서 통로와류로 발달되는 2차유동의 거동을 보여주고 있으며, 전압손실계수도 이것을 잘 반영하고 있다. 또한, 말굽와류의 흡입면 다리는 통로와류의 발달과 함께 강도가 커지면서 흡입면상에서 끝벽으로부터 중심스팬(mid span)쪽으로 이동되고 있으며, 끝벽과 흡입면 모서리에서 모서리 와류(corner vortex)가 새롭게 형성됨을 나타내고 있다. 블레이드를 벗어난 $1.1 C_{ax}$ 에서의 결과인 Fig. 9 (d)를 보면 압력면 경계층유동과 흡입면 경계층 유동이 서로 만나면서 강한 혼합과 전단작용이 발

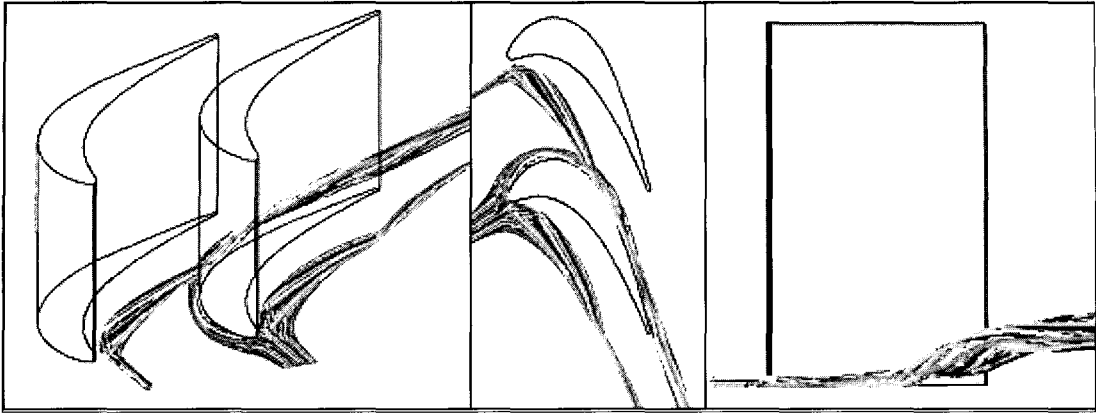


Fig. 11 Pattern for passage and horseshoe vortices with particle traces.(RNG model, LUD).

생하여 복잡한 유동양상을 나타내고 있으나, 말굽와류의 흡입면 다리 및 모서리 와류가 여전히 존재함을 명확히 보여주고 있다. 블레이드 말단 형상의 차이로 블레이드를 벗어난 $1.1 C_{ax}$ 에서의 결과를 똑같이 비교할 수는 없으나, 전체적으로 Fig.9의 끝벽유동 특성에 대한 예측결과는 Langston 등[2, 3] 및 Yamamoto[6]의 실험적 경향과도 잘 일치하고 있다.

Fig. 10은 표준 $k-\epsilon$ 모델과 대류항 차분도식으로 UD를 사용하여 계산된 $0.9 C_{ax}$ 및 $1.1 C_{ax}$ 위치에서의 전압손실계수와 2차유동 속도벡터에 대한 예측결과로, Fig. 9의 결과와 비교해 볼 때 끝벽유동 특성을 제대로 예측하지 못함을 명확히 알 수 있으며, 터빈익렬 끝벽유동과 같이 복잡한 3차원 유동예측에 있어 대류항 차분도식 및 난류 모델의 선정이 매우 중요함이 다시 한번 입증되었다.

Fig. 11은 끝벽 주위에서의 유동패턴을 3차원적으로 좀 더 상세하게 알아보기 위해 라그랑지안 방법(Lagrangian method)을 사용하여 유체입자의 자취를 추적하여 그린 궤적을 보여주고 있다. 이 결과는 MOSA3D와 상용코드의 결과가 거의 일치하기 때문에 상용코드에서 제공하는 후처리방법을 통하여 얻은 결과이다. 결과를 보면 말굽와류가 블레이드 선단에서 압력면 다리 와류와 흡입면 다리 와류로 구성되며, 말굽와류의 압력면 다리는 끝벽 근처의 저운동량 영역을 통과하면서 통로와류로 강화되며, 인접 흡입면쪽으로 이동하고, 흡입면에 도달한 통로와류는 상승하여

끝벽과 분리되고 있음을 알 수 있다. 반면에 말굽와류의 흡입면 다리는 블레이드 선단과 끝벽의 접합부를 따라 이동하다가 끝벽 박리선을 만나면서 상승하여 끝벽면과 분리되어 통로와류와 근접한 채 흡입면을 따라 소멸되지 않고 하류로 이동함을 알 수 있다. 전체적으로 본 결과는 앞에서 기술한 끝벽유동 특성을 가시적으로 명확하게 보여주고 있으며, 또한 기존의 실험적 결과를 잘 나타내고 있다고 사료된다.

4. 결 론

난류모델 및 대류항 차분도식이 끝벽유동 특성에 미치는 영향을 계통적으로 알아보기 위해 간극이 없는 터빈익렬에 대해서 수치해석을 수행하고, 본 연구를 통해 자체 개발한 MOSA3D 코드의 적합성을 검증하기 위하여 상용코드의 결과와도 비교분석하였다. 연구결과,

(1) 난류모델로 RNG $k-\epsilon$ 모델을 대류항 차분도식으로 LUD를 사용하는 경우, 끝벽(혹은 허브벽)에서 두 개의 박리선과 재부착선, 그리고 안장점을 잘 나타내었고, 블레이드 선단에서 작용하여 발생한 말굽와류가 압력면과 흡입면으로 흘러 통로와류로 발달되어 가는 실험적 사실을 명확하게 예측할 수 있었다.

(2) 끝벽유동 예측성능면에서 대류항 도식에 대한 영향이 난류모델에 의한 영향보다 더 크게 나타났으며, 따라서 터빈익렬 끝벽유동과 같이 복잡한 3차원 유동예측을 위해서는 적어도 2차

정도의 정확도를 가지는 대류항 차분도식을 사용해야 한다.

(3) MOSA3D와 상용코드로 예측된 두 결과는 매우 잘 일치하였으며, 따라서 이러한 유동예측에 대한 MOSA3D 코드의 적합성이 입증되었다.

(4) 말굽와류의 흡입면 다리는 블레이드선단과 끝벽의 접합부를 따라 이동하다가 끝벽 박리선을 만나면서 상승하여 끝벽면과 분리되어 통로와류와 근접한 채 흡입면을 따라 소멸되지 않고 하류로 이동하는 것으로 예측되었다.

후 기

본 연구는 과학기술부가 지원하는 국책연구개발사업 (공학용해석S/W기술개발사업, 과제번호:M1-0128-00-0002)에 의하여 이루어졌음을 밝히며, 이에 감사드린다.

참고문헌

- [1] Lakshminarayana, B., Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery, (1996), John Wiley & Sons, Inc.
- [2] Langston, L. S., Nice, M. L. and Hooper, R. M., "Three-dimensional Flow within a Turbine Cascade Passage," J. Eng. Power, Vol.99, (1977), pp.21-28
- [3] Langston, L. S., "Cross Flow in a Turbine Cascade Passage," ASME J. Eng. Power, Vol.102, (1980), pp.866-874.
- [4] Hah, C., "A Navier-Stokes Analysis of Three-Dimensional Turbulent Flows Inside Turbine Blade Rows at Design and Off-Design Conditions," J. Eng. Power, Vol.106, (1984), pp.421-429.
- [5] Yoo, J. Y. and Yun, J. W., "Calculation of a 3D Turbine Cascade Flow," Computational Mechanics, Vol.14, (1994), pp.101-115.
- [6] Yamamoto, A., "Endwall Flow/Loss Mechanisms in a Linear Turbine Cascades with Blade Tip Clearance," ASME J. Turbomach. Vol.111, (1989), pp 264-275.
- [7] 이훈구, 유정열, 윤준원, "전향각이 큰 선형 터빈 익렬을 통하는 난류유동의 수치해석," 대한기계학회논문집(B), 제20권, 제12호, (1996), pp.3917-3925.
- [8] Tallman, J. and Lakshminarayana, B., "Numerical Simulation of Tip Leakage Flow in Axial Flow Turbines, with Emphasis on Flow Physics, Part I : Effect of Tip Clearance Height," ASME Paper No. 2000-GT-0514, (2000).
- [9] Basson, A. and Lakshminarayana, B., "Numerical Simulation of Tip Clearance Effects in Turbomachinery," ASME Paper No. 93-GT-316, (1993).
- [10] Klein, A., "Untersuchungen über die Einfluss der Zuströmrenzschicht auf die Sekundärströmung in den Beschaufelungen von Axialturbinen," Forsch. Ing., Bd32, Nr6, (1966).
- [11] Ho, Y. and Lakschminarayana, B., "Computational Modeling of Three-Dimensional Endwall Flow Through a Turbine Rotor Cascade with Strong Secondary Flows," ASME Paper 94-GT-136, (1994).
- [12] 이동호, 최종현, 조형희, "터빈 블레이드 말단간극에 따른 슈라우드에서의 열/물질 전달 특성," 유체공학학술대회 논문집, (2000), pp.595-598.
- [13] Myong, H. K. and Yang, S. Y., "Numerical Study on Flow Characteristics at Blade Passage and Tip Clearance in a Linear Cascade of High Performance Turbine Blade," to appear in KSME Int. J., (2003).
- [14] 명현국, "정렬격자계를 사용하는 3차원 대류 열전달 해석프로그램 개발," 기계의 날 선포 및 2002년도 기계관련 연합심포지엄 논문집 (대한기계학회편), (2002), pp.2614-2619.