한국마린엔지니어링학회지 제33권 제5호, pp. 686~695, 2009. 7 (ISSN 1226-9549)
Journal of the Korean Society of Marine Engineering

유한요소 LES법에 의한 축류 회전차 팁 틈새의 유동해석

이 명 호†

(원고접수일 : 2009년 2월 18일, 원고수정일 : 2009년 4월 2일, 심사완료일 : 2009년 6월 24일)

Flow Analysis in the Tip Clearance of Axial Flow Rotor Using Finite-Element Large-Eddy Simulation Method

Myeong-Ho Lee†

Abstract : Flow characteristics in linear axial cascade have been studied using large eddy simulation(LES) based on finite element method(FEM) to investigate details of the leakage flow in the tip clearance of axial flow rotor. STAR-CD(FVM) and PAT-Flow(FEM) have been adopted to solve the Navier-Stokes equations for the simulation of the unsteady turbulent flow. Numerical results from the present study have been compared with the existing experimental results to investigate a tip clearance effect on velocity profile and static pressure distribution on blade surface at various spanwise positions. Both simulation results agree well with the experimental data. However, it has been shown that the results of finite-element large-eddy simulation agree better with experimental data than k-ε turbulent model based on finite volume method regarding the tip vortex geometry and static pressure distribution at the center of the tip vortex core. As a result of this study, it is shown that finite-element large-eddy simulation method can predict more exactly on the tip leakage vortex flow and behind flow field.

Key words : Axial flow rotor(축류 회전차), Tip clearance(팁 틈새), Leakage flow(누설유동), Large eddy simulation(큰 와 모사), Finite element method(유한요소법)

1. 서 론

축류 터보기계 내부의 유동은 익면상의 점성경계층, 날개 끝단에서의 누설와류, 와류장의 변화 및 회전효과로 인하여 매우 복잡한 유동을 형성한다. 특히 날개 끝단(blade tip)에서 날개와 케이싱 슈라우드(casing shroud)사이의 팁 틈새(tip clearance)를 통한 누설유동이 발생하여 소음과 진동의 원인이 될 수 있으며 에너지의 손실을 초래한다. 누설유동은 날개 끝단에서 양 익면의 압력차로 인하여 발생하며, 누설속도는 국소 압력차에 의존하고, 날개 부하는 누설유동의 크기에 영향을 주는 주요변수이다. 틈새를 통과하는 유량은 틈새 크기에 좌우되므로 틈새 크기는 누설유동에 매우 중요한 역할을 차

† 교신저자(서울산업대학교 기계공학과, E-mail:myeong@snut.ac.kr, Tel:02-970-6322)

지한다. 그러므로 축류 터보기계의 성능향상을 위한 설계기법에 보다 정확한 손실모델을 파악하기 위하여 회전차 내부 및 후방 유동장에 대한 정확한 해석과 정보가 필요하다.

축류 회전차에서 누설유동에 관한 연구문헌을 살펴보면 Inoue 등[1]은 저속의 축류 회전차에서 동익의 틈새 크기 변화에 따른 속도장, 압력장 및 난류장의 변화와 누설유동의 발달과정, 틈새크기에 의한 회전차의 성능저하에 관한 연구결과를 발표하였으며, Cumsty 등[2]은 축류압축기에서 벽면에 대한 경계층구조와 날개와 날개사이의 유동구조를 팁 틈새의 변화와 관련하여 실험적으로 해석하고, 날개 끝에서 발생하는 손실을 구하기 위한 모델을 제시하였다. 국내의 연구로서 Kang 등[3]은 정지익렬에 대한 내부 유동장의 실험을 통하여 팁 틈새에서 발생하는 누설와류 및 그에 따른 2차 와류의 형상을 제시하고, 틈새 크기에 따른 손실분포의 발달과정, 누설와류 중심의 진행과정 및 와류장의 변화 등을 제시하였다. Choi 등[4,5]은 3차원, 비정상 난류유동 Navier-Stokes방정식의 LES (Large Eddy Simulation)를 위하여 4단계 분리계산 유한요소법을 이용한 FAT-Flow code를 개발하여 복잡한 익형주위의 난류유동을 계산하였다. 현재까지의 연구 중에서 수치적 연구는 많은 가정을 통해 단순화된 지배방정식을 해석함으로서 개략적인 유동장 파악에 그쳤으나, 현재는 완전한 Navier-Stokes방정식을 해석하는 3차원, 점성, 난류 유동해석이 가능하게 되었다. 그러나 수치해석에 도입된 다양한 기법들, 익렬 형상의 복잡성, 회전익렬의 유동조건 및 터보기계 내부 유동장의 특성 등에 의해 발생하는 오차 등으로 인해 수치계산 결과는 다양하게 나타나고 있다. 최근에 Kato 등[6]은 터보기계의 유동해석에 수치해석 방법으로서 유한요소법(Finite Element Method)과 난류모델로서 LES를 적용한 연구결과를 제시하며 유한요소 LES법(Finite-Element large-Eddy Simulation Method)을 복잡한 터보기계의 유동해석을 위한 CFD기법으로 소개하였다.

이러한 배경 하에 본 연구에서는 Choi 등[4,5]에 의하여 개발된 유한요소 유동해석 코드인 PAT-Flow[7]를 이용하여 Kang 등[3]이 구한 실험값과 계산 결과를 비교하여 선형 익렬의 팁 틈새 크기의 변화에 따른 누설유동의 궤적과 압력, 속도 변화 및 누설와류의 생성으로 인한 2차 유동에 관한 계산결과의 적합성을 보여주고자 한다. PAT-Flow는 알고리즘으로는 분리유한요소법(Segregated Finite Element Method)을 사용하고 상류도식을 위해 유선상류 페트로프-갤러킨(Streamline upwind Petrov- Galerkin)을 이용하며, 난류해석을 위해서는 Smagorinsky LES모델을 적용한다. 또한, 본 연구에서 얻어진 유한요소 해석결과는 기존의 상용유동 해석 프로그램인 STAR-CD를 이용한 계산결과[8]와 비교하여 난류모델과 수치알고리즘이 팁 틈새 유동 해석의 정확성에 미치는 영향을 검토하고자 한다.

2. 해석모델 및 수치해석기법

2.1 해석모델

유동장을 해석하기 위한 지배방정식은 3차원 비정상 난류 운동방정식으로서 Navier-Stokes방정식과 연속방정식이다. 적용한 난류모델은 FVM에서는 고레이놀즈 수 k-ε(high Reynolds number k-ε)난류모델이고, FEM에서는 LES난류모델이다. 계산결과를 실험데이터와 비교하기 위하여 계산에 적용된 모델은 Kang[3]이 실험에서 사용한 NACA 65-1810익형의 선형 익렬이며, 익렬과 익형의 사양은 Table 1에 제시하였다. Kang의 실험에서 측정위치는 앞전에서 상류방향으로 익현의 7.5% 떨어진 위치부터 뒷전에서 하류방향으로 익현의 50% 떨어진 위치까지 16개의 점이며, 스팬 방향으로는 끝벽에서 2mm 떨어진 곳에서부터 스팬중앙까지 14개의 지점이다.

모든 계산조건은 Kang의 실험에서 사용된 조건인 Table 1과 같으며 입구속도는 23.5m/s, 레이놀즈 수는 익현길이를 대표길이로 하여 $Re = 3.0 \times 10^5$이며, 팁 틈새의 크기는 익현길이 c의 비로하여 $\tau/c = 0.0, 0.01, 0.02$이다. 수치해석을 위한 익렬 유동장의 구성은 연속되는 주기경계면을 포함하여

Fig. 1과 같이 입구, 출구를 가지며, 피치 중앙의 연속되는 면에 주기Ⅰ, 주기Ⅱ를 가지는 형상이 되도록 구성하였다.

2.2 수치해석기법

2.2.1 격자생성

Fig. 1에서 보는 바와 같이 NACA-65-1810익형중 하나의 날개를 가운데에 놓고 양쪽 날개를 피치방향의 중간에서 주기면을 두어 유동장의 격자를 구성하였다. Fig. 2는 격자생성 프로그램을 이용하여 생성한 익형주위의 격자 구성을 보여준 것으로, 비정렬격자인 tetra격자 구조를 가지고 있다. 최적 격자수를 확인하기 위하여 격자수를 변화시키면서 몇 번의 예비계산을 하였으며 계산결과와 계산시간을 고려한 최적의 격자수를 결정하였다. 격자의 구성은 틈새크기가 $\tau/c = 0.01$인 경우 계산에 사용된 node수는 385,057개 이며, element 수는 2,258,629개로서 격자수를 더 증가하여도 계산결과는 거의 차이가 없는 것을 확인하였다. Fig. 3에서 보듯이 팁 틈새영역과 날개 주변에 격자가 집중되어 있으며 날개 끝부분, 날개 표면 그리고 벽면부분에 대하여는 prism격자를 적용하여 계산의 정확도를 높이고자 하였다.

Table 1 Specifications and flow conditions of a linear cascade

Aspect ratio (l/c)	1.0
Blade type	NACA65-1810
Blade chord (c)	200.0mm
Pitch (s)	180.0mm
Solidity (c/s)	1.1111
Reynolds number (Re)	3.0×10^5
Stagger angle (γ)	10.0°
Blade angle(inlet)	32.5°
Blade angle(outlet)	-12.5°
Flow angle(inlet) (β_1)	29.3°
Flow angle(outlet) ($\beta 2$)	-2.5°
Tip clearance (τ/c)	0.0, 0.01, 0.02

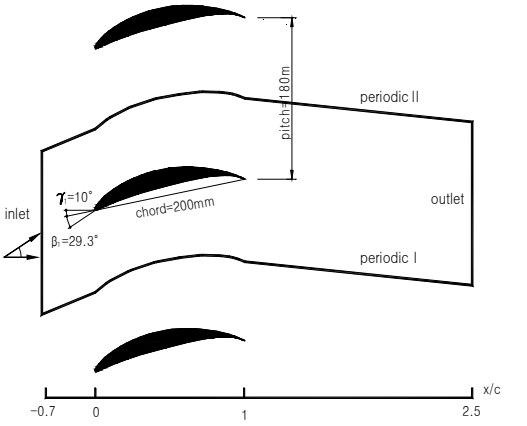


Fig. 1 Plane view of the flow configuration

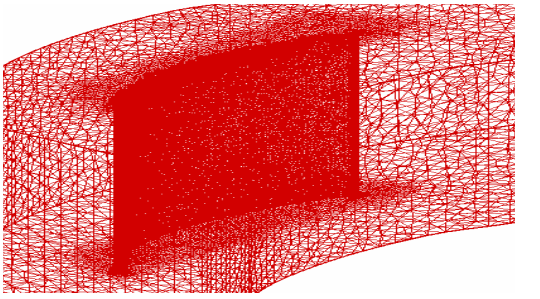


Fig. 2 Computational domain meshs

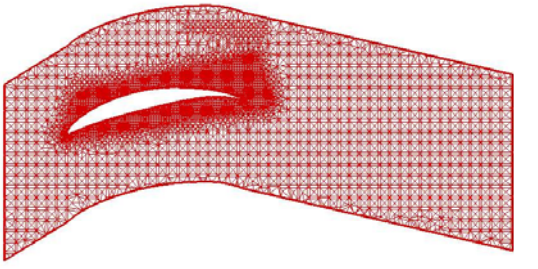


Fig. 3 x-y plane of section mesh

2.2.2 경계조건

본 연구에서는 Kang의 실험에서 적용한 레이놀즈 수 $Re = 3.0 \times 10^5$에서 속도를 결정하였으며, 레이놀즈 수는 익현길이 $c = 200\text{mm}$를 기준으로 하였고 유입각 $\beta_1 = 29.3°$를 적용하였다. 출구 경계면에서는 모든 유선방향으로의 구배가 0인 조건을 사용하였다. 또한 출구에서의 주유동 방향 속도(streamwise velocity)는 입구경계면에서의 질

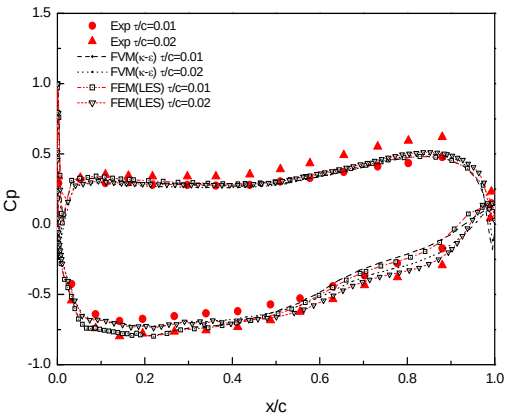
량플럭스와 연속조건이 일치하도록 하였다. 벽면에서는 점착조건(no-slip condition)을 적용하였고 날개표면, 날개 끝 상부벽면, 하부벽면에서 같은 경계조건을 적용하였다. 익열을 가지는 회전차의 유동에서는 경계면이 기하학적으로 같은 위치에 놓이는 주기경계면을 포함한다. 본 연구에서는 날개와 날개사이의 피치(pitch) 중앙에서 틈새 영역을 가지는 날개를 가운데에 주고 양면에 주기면을 가지도록 하였다. 주기 경계면에 대한 처리방법은 수치해석의 안정성 및 수렴속도에 큰 영향을 미치게 된다. 이 주기 경계면상에서는 동일한 주기의 노드점에서 유동변수와 그 면을 통과하는 질량플럭스가 동일한 주기점에 해당하는 곳에서는 같도록 처리하였다.

3. 결과 및 고찰

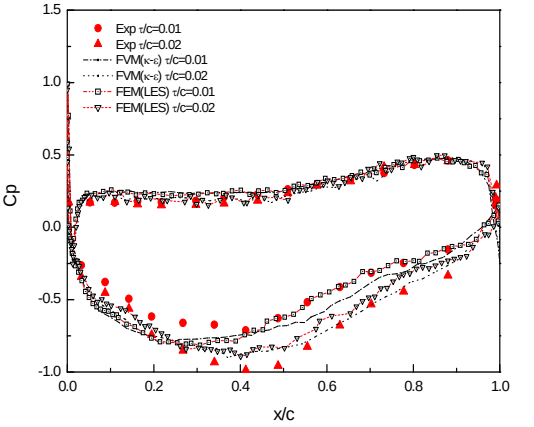
3.1 날개 표면에서의 정압분포

Fig. 4는 팁 틈새 τ/c=0.01, 0.02이고 스팬중앙과 끝 벽으로부터 스팬 길이의 1.5%, 15% 떨어진 곳에서의 정압 분포를 나타낸다. 계산 결과는 압력면 뒷전 부근과 흡입면 앞전 부근에서 약간의 차이가 발생하는 것을 제외하고는 전체적으로 실험치와 잘 일치하였으며, 팁 틈새가 커질수록 정압이 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 팁 틈새가 있는 경우 스팬길이 1.5%구간에서는 팁 누설 유동에 의해 정압분포가 매우 불안전하게 표현되었으며, 해석방법과 난류모델에 따른 정압분포의 차이는 매우 작은 것으로 나타났다.

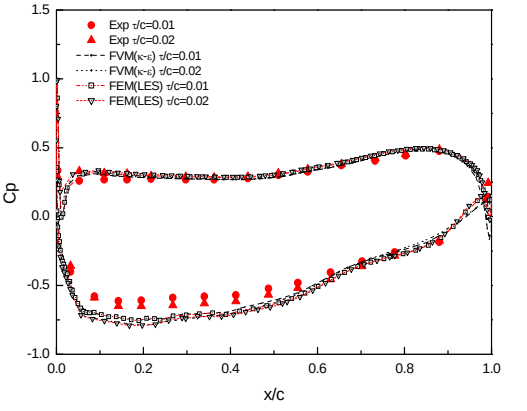
Fig. 5와 Fig. 6은 팁 틈새 τ/c=0.01, 0.02일 때 끝 벽으로부터 스팬 길이의 2% 인 위치와 팁 틈새 유동장의 단면 압력분포를 나타낸다. 팁 틈새가 증가함에 따라 날개의 흡입면 뒷전쪽에서 유동의 후방쪽으로 압력변화가 커지는 것을 볼 수 있는데, 익현길이의 중반이후부터 발달하는 누설 유동의 영향 때문이며 후방영역까지 영향을 미치고 있음을 보여준다. 한편 FEM(LES)의 결과가 FVM(k-ε)의 결과보다 누설유동이 후방 유동장에 더욱 크게 영향을 미치는 것으로 나타났다.



(a) midspan

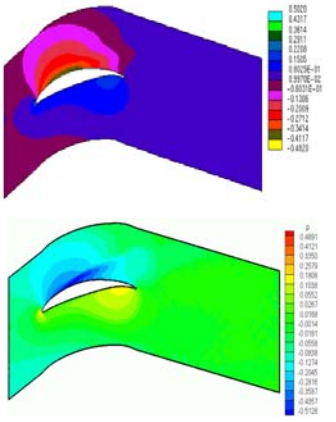


(b) 1.5% spsn

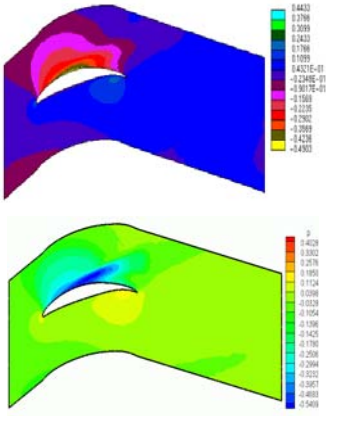


(c) 15% span

Fig. 4 Static pressure distribution on blade surface at two spanwise position

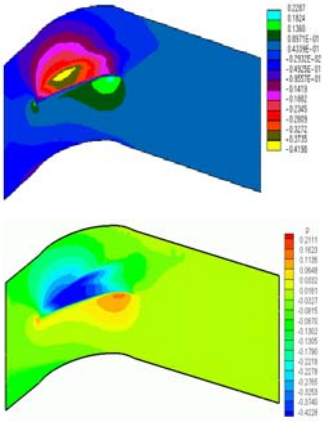


(a) $\tau/c=0.01$

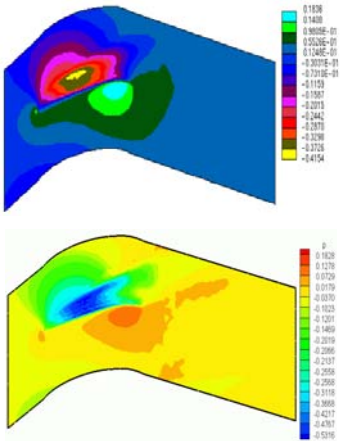


(b) $\tau/c=0.02$

Fig. 5 Pressure contour at the 2% span position (left-FVM, right-FEM)



(a) $\tau/c=0.01$



(b) $\tau/c=0.02$

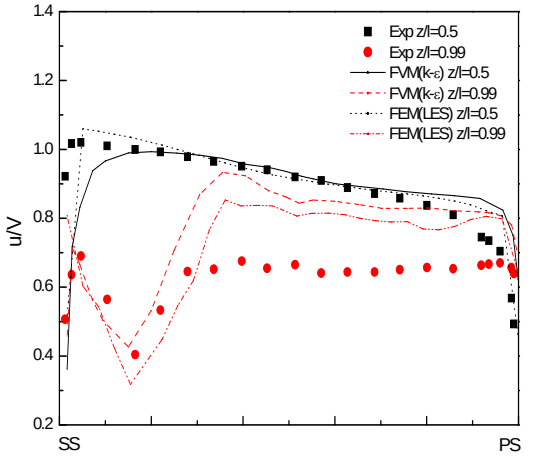
Fig. 6 Pressure contour at tip clearance position (left-FVM, right-FEM)

3.2 유동장 속도분포

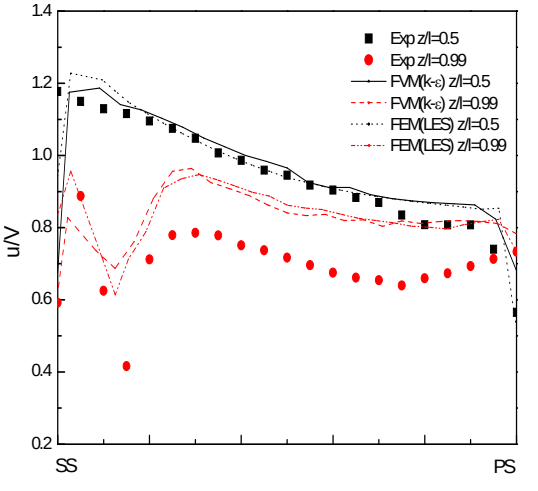
Fig. 7과 Fig. 8은 팁 틈새가 $\tau/c=0.01$, 0.02인 경우에 스팬 길이의 중간($z/l=0.5$)과 팁 틈새 부근($z/l=0.99$)인 곳에서, 유로이동에 따라 익현길이의 중반($x/c=0.55$)과 후반($x/c=0.875$)에서 피치내 축방향 속도를 나타낸 것이다. 스팬 중앙의 경우 축방향 속도가 압력면에서 흡입면 쪽으로 선형적으로 증가하는 비점성유동의 특성이 관찰되며, 계산결과와 실험결과가 잘 일치하였다. 팁 부근의 흡입면 쪽에서는 팁 누설 유동의 영향으로 축방향 속도의 부족이 발생하는 것을 볼 수 있으며, 유동이 유로 후반으로 진행하면서 팁 누설 유동은 흡입면으로부터 멀어지는 것을 볼 수 있다. 이 때 최대 축방향 속도의 부족이 발생하는 위치는 유동이 진행함에 따라, 팁 틈새가 커지면서 흡입면에서 멀어지고, 이러한 축방향 속도 부족위치를 FVM(k-ε) 계산결과보다는 FEM (LES) 계산결과가 보다 정확하게 예측하였으나 팁 부근에서는 축방향 속도가 실험값에 비해서 다소 크게 예측되었다.

Fig. 9와 Fig. 10은 $\tau/c=0.01$. 0.02인 경우에 끝벽으로부터 스팬 길이의 2%, 팁 틈새의 중앙에

서의 속도 벡터를 나타낸다. 팁 간극이 클 때가 작을 때보다 후방유동장에 넓게 영향을 미치고 있으며, 압력분포와 마찬가지로 FEM(LES) 계산결과가 FVM (k-ε) 계산결과보다 유로 후반으로 이동함에 따라 날개의 뒷전에서 보다 멀리 유동장에 영향을 주고 있는 것으로 나타났다. 또한 팁 틈새에서는 압력면(PS)과 흡입면(SS)의 압력차이로 유동이 건너가는 것을 볼 수 있다.

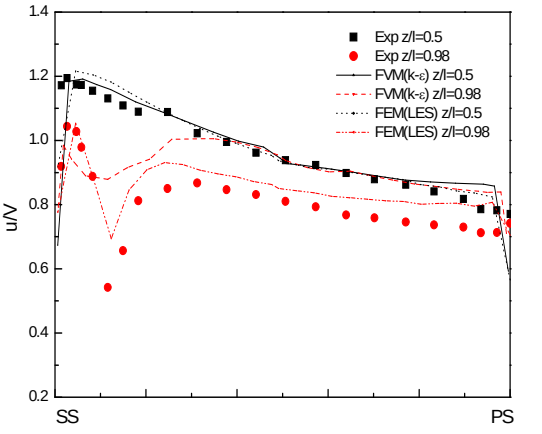


(a) $x/c=0.55$

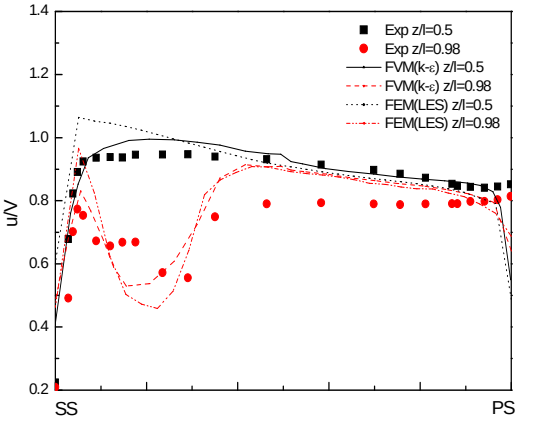


(b) $x/c=0.875$

Fig. 7 Comparison of normalized axial velocityat z/l=0.5 and z/l=0.99 (τ/c=0.01)

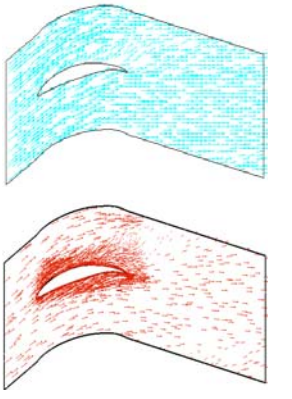


(a) $x/c=0.55$

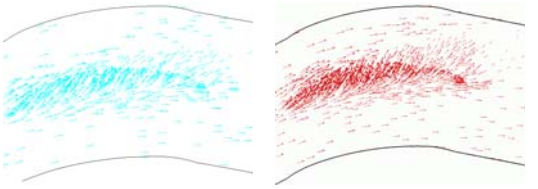


(b) $x/c=0.875$

Fig. 8 Comparison of normalized axial velocity at z/l=0.5 and z/l=0.99 (τ/c=0.02)

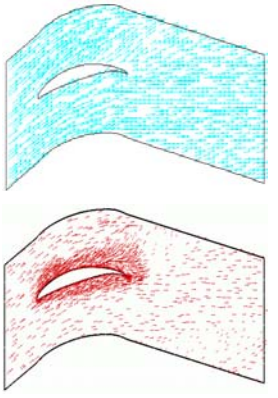


(a) 2% span

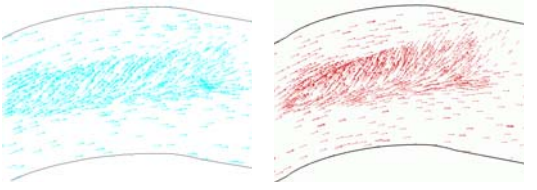


(b) Detail vector plot on tip clearance

Fig. 9 Velocity vector plot at the 2% span position (τ/c=0.01) (left-FVM, right-FEM)



(a) 2% span



(b) Detail vector plot on tip clearance

Fig. 10 Velocity vector plot at blade at a spanwise position (τ/c=0.02) (left-FVM, right-FEM)

3.3 팁 누설 와류

Fig. 11은 팁 누설 와류의 궤적과 형상 크기를 나타내기 위한 그림이다. L_y는 날개의 흡입면으로부터의 거리이고 L_z는 끝벽으로부터의 거리이며, R은 와류중심으로부터 반지름이다.

Fig. 12는 팁 틈새가 τ/c=0.01, 0.02일 때 와류 중심까지의 거리와 와류의 형상크기를 나타낸다. 그림에서 보듯이 와류는 FVM(k-ε), FEM(LES)에 의한 계산결과 모두 x/c=0.5 부근부터 발달하며, 유동이 후방으로 갈수록 날개의 흡입면

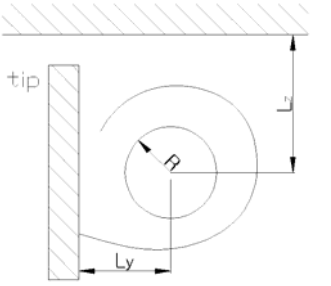
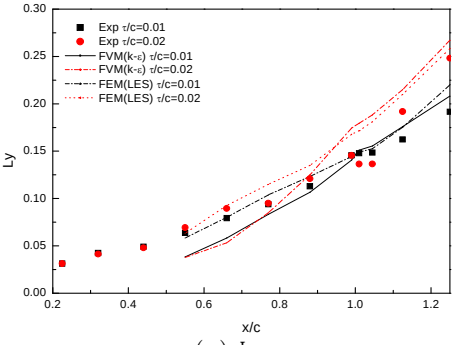
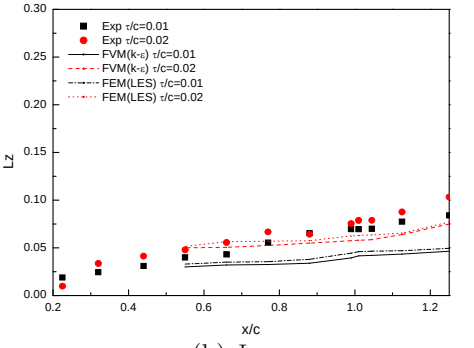


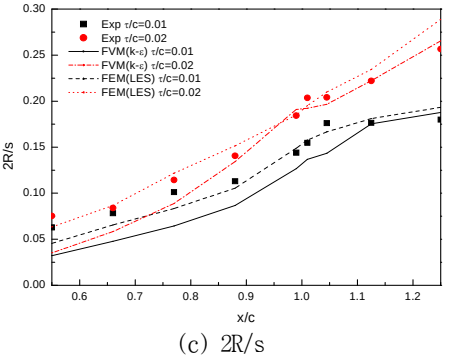
Fig. 11 Definition of tip vortex Geometry



(a) L_y



(b) L_z



(c) 2R/s

Fig. 12 Evolution of the tip vortex core in the main stream direction

에서 멀어지고, 와류 반지름은 급격히 커진다. 계산결과 L_y는 FEM(LES)이 실험치와 비교적 잘 일치하였으며, 와류궤적과도 잘 일치하였다. FVM(k-ε)은 초기 와류 발달이 잘 나타나지 않고 있으며, 날개의 흡입면 가까이에서 발생하여 후방유동장쪽으로 이동하면서 급격히 멀어졌다. L_z는 두 방법 모두 비교적 거리가 짧게 나타났다. 와류의 형상 크기도 계산결과와 실험값이 잘 일치하고 있으며, τ/c=0.01일 때 FVM(k-ε)의 결과는 와류 발달 초기에는 비교적 크기가 작다가 후방유동장으로 이동함에 따라 실험값에 잘 일치하는 것을 볼 수 있다.

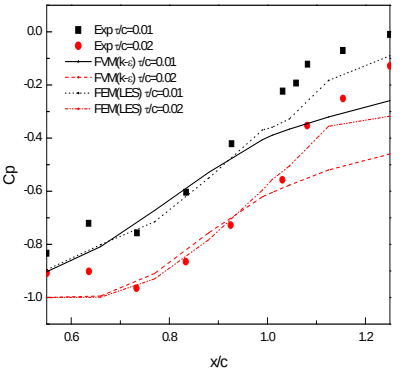
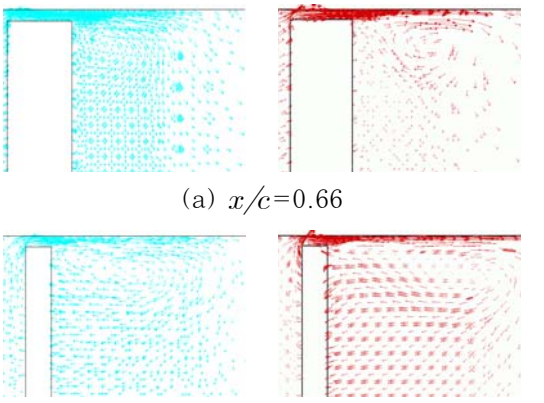


Fig. 13 Static pressure at the center of the tip vortex core

Fig. 13은 와류 중심에서의 정압계수(C_p)를 보여주고 있다. 계산결과 유동의 선단과 끝부분에서는 약간의 차이를 보이고 있으나 전반적으로 잘 일치하였다. C_p는 후방유동장으로 이동함에 따라 증가하고 있으며 팁 틈새가 커질수록 비례적으로 증가하는 것으로 나타났다. 즉, 효율에 영향을 미치며, 팁 틈새가 증가할수록 정압면의 압력분포를 비교하면 누설유동으로 인한 압력손실이 크게 발생하는 것을 보여준다.

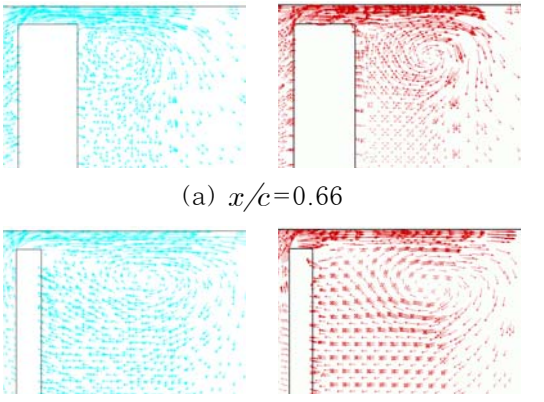
Fig. 14와 Fig 15는 축방향 단면 x/c=0.66, x/c=0.875에서의 2차 와류에 대한 속도 벡터를 나타낸다. x/c=0.66부근에서는 흡입면과 끝벽 사이에 팁 누설 와류가 거의 원형으로 유지하면서 발달 하고 있지만 유동의 후반 x/c=0.875에서는 날개와 벽면의 점성력에 의해 타원형에 가깝게 흡입면에서 멀어지면서 발달하는 것을 볼 수 있다. 또한 x/c=0.66에서는 전반적으로 FEM(LES)이 FVM(k-ε)보다 큰 누설와류 형상을 보여주고 있으며, 유동이 진행함에 따라 x/c=0.875에서는 누설와류 형상크기의 차이가 작아지고 있다.



(a) x/c=0.66

(b) x/c=0.875

Fig. 14 Velocity field of secondary vortex (τ/c =0.01) (left-FVM, right-FEM)



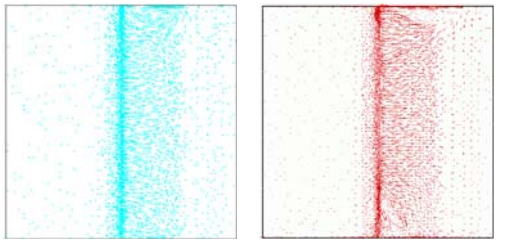
(a) x/c=0.66

(b) x/c=0.875

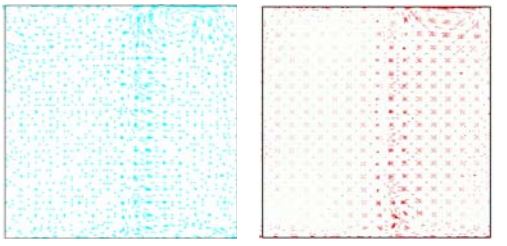
Fig. 15 Velocity field of secondary vortex (τ/c =0.02) (left-FVM, right-FEM)

3.4 후방 유동장

Fig. 16과 Fig. 17은 팁 틈새 τ/c=0.01, τ/c =0.02일 때 날개의 뒷전 직후 x/c=1.01, x/c

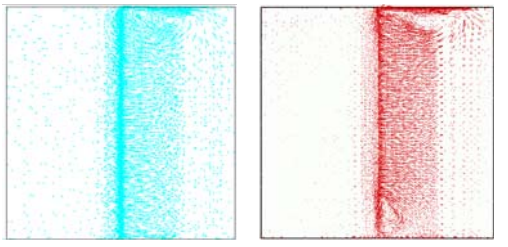


(a) $x/c=1.01$

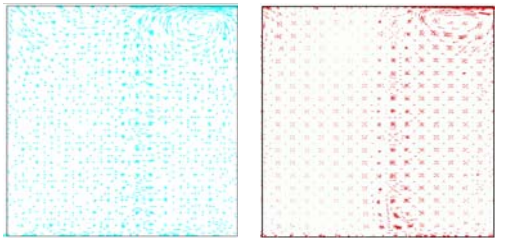


(b) $x/c=1.25$

Fig. 16 Secondary flow map behind blade (τ/c =0.01) (left-FVM, right-FEM)



(a) $x/c=1.01$



(b) $x/c=1.25$

Fig. 17 Secondary flow map behind blade (τ/c =0.02) (left-FVM, right-FEM)

=1.25에서의 속도 벡터를 나타낸 그림이다. 팁 틈새영역으로부터 발생된 누설유동 영향으로 팁 틈새 부근에서 누설와류가 발생하여 날개의 뒷전으로부터 멀어질수록 누설와류의 형상크기는 커지며, 와류 중심까지의 거리는 흡입면에서 멀어지고 있다. 이러한 현상은 팁 틈새가 증가함에 따라서 분명하게 볼 수 있다. 한편 누설유동은 유동장에 전체적인 영향을 미치며 압력면과 하부벽의 구석진 부분으로부터 발생한 와류는 후방 유동장으로까지 진행하여 날개의 뒷전에서 멀어질수록 커지고 있다. 이러한 현상은 FVM(k-ε)결과에서는 잘 관측되지 않지만 FEM(LES)결과에서는 명확하게 볼 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 선형 축류 회전차 익렬의 팁 틈새에서 유동특성을 해석하기 위하여 LES 난류모델을 이용한 FEM과 고 레이놀즈수 k-ε 난류모델을 적용한 FVM을 이용하여 수치해석하고 기존의 실험값과 비교하였으며 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 팁 틈새 크기($\tau/c=0.0, 0.01, 0.02$)에 따른 스팬중앙의 끝벽으로부터 스팬 길이방향의 1.5%, 15%위치에서의 정압분포와 익현길이 x/c =0.5, 0.875에서 축방향속도를 구하여 실험값과 비교하였으며, 압력면 뒷전 부근과 흡입면 앞전부근에서 약간의 차이가 발생하는 것을 제외하고는 두 가지 모델의 수치해석결과는 잘 일치하였다.

(2) 팁틈새가 클수록 틈새에서의 누설유동이 후방유동장의 속도분포와 압력분포에 더 큰 영향을 미치는 것으로 나타났는데, FEM과 LES 난류모델을 적용한 계산결과가 FVM과 k-ε 난류모델을 적용한 계산결과보다 날개의 뒷전에서 더 먼 후방 유동장에 영향을 미치는 것을 보여 주었다.

(3) 와류의 궤적, 와류 형상의 크기, 정압계수를 유동장의 유로 이동에 따라 계산한 경우에 누설 와류는 익현의 중간부근부터 발생하였으며, 와류궤적이 실험치와 잘 일치하였는데, FEM과 LES 난류모델을 적용한 계산결과가 실험값에 더 잘 일치하였다.

참고문헌

[1] M. Inoue and M. Kuroumaru, "Structure of Tip Clearance Flow in an Isolated Axial Compressor Rotor", J. of Turbomachinery, Vol. 111, pp. 250-256, 1989.

[2] N. A. Cumpsty and J, A. Storer, "An Approximate Analysis and Prediction Method for Tip Clearance in Axial Compressors", Transactions of ASME, Vol. 116, pp. 641-656, 1994.

[3] S. Kang and C. Hirsch, "Experimental study on the three dimensional flow within a compressor cascade with tip clearance" : Part Ⅰ-Velocity and Pressure Fields, Part Ⅱ-The Tip Leakage Vortex, Journal of Tubomachinery, Vol. 115, pp. 435-452, 1989.

[4] H. G. Choi and J. Y. Yoo, "A fractional 4 step finite element formulation of the unsteady incompressible navier-stokes equations using SUPG and linear equal-order element methods", Comput. Methods. Appl. Mech. Eng., Vol. 143, pp. 333-348, 1997.

[5] T. Chung, H. G. Choi and J. Y. Yoo, "An analysis of turbulent flow around a NACA 4412 airfoil using a segregated finite element method", KSME International Journal, Vol. 12, pp. 1194-1199, 1998.

[6] C. Kato, M. Kaiho and A. Manabe, "An overset finite-element large-edddy simulation method with applications to turbomachinery and aeroacoustics", Journal of Applied Mechanics, Vol. 70, Issue 1, pp. 32-43, 2003.

[7] J. Y. Yoo and H. G. Choi, PAT-Flow, program registation No:2003-01-12-1139, 2003.

[8] M. H. Lee and J. G. Jeong "An analysis of the flow characteristics in the tip clearance of axial flow rotor", Journal of the Korean Society of Marine Engineers, Vol. 28, No. 5 pp. 735-745, 2004.

저 자 소 개

이명호 (李明昊)

1955년생, 1984년 경희대학교 기계공학과 졸업, 1993년 경희대학교 대학원기계공학과 졸업(공학박사), 1993년 현재 서울산업대학교 기계공학과 교수