

축류 압축기 날개열의 팁 영역에 관한 3차원 수치해석을 통한 난류모형 비교.

최 일 곤^{*1}, 맹 주 성^{*2}

(Comparison of Turbulence Models through Three Dimensional Numerical Solution for the Tip Region of an Axial Compressor Cascade)

I. K. Choi and J. S. Maeng

A pressure-based Navier-Stokes numerical solver was used to compare solutions of the $k-\varepsilon$ /RNG $k-\varepsilon$ turbulence models. An efficient grid generation scheme, the transient grid generation with full boundary control, was used to solve the flows in the tip clearance region. Results indicate that the calculations using $k-\varepsilon$ model captures various phenomena related to the tip clearance with good accuracy.

Key Words : Tip clearance flow, embedded H-grid, $k-\varepsilon$ turbulence model, RNG $k-\varepsilon$ turbulence model

1. 서 론

터보기계의 유동장에는 horse shoe vortex, 팁 간극 유동, 이차 유동 등 복잡한 형태의 유동이 존재하며 그로 인하여 소음 발생 및 성능 저하의 직접적인 원인이 되기도 한다. 특히 가스 터빈 분야에서 최근 수년 동안 팁 간극 유동에 대한 실험

^{*1} 정희원, 한양대학교 대학원 기계공학과

^{*2} 정희원, 한양대학교 기계공학과

적 연구와 더불어 수치해석적 연구가 활발하게 수행되고 있다.

최근까지의 팁 간극 유동에 대한 실험적인 연구는 크게 나누어 정지 또는 회전하는 형상에 대하여 이루어졌다.

Lakshminarayana & Horlock[1]은 팁의 끝벽 유/무에 따른 유동장을 연구하였다. Yaras et al.[2]은 상대 운동의 유/무에 따른 누설 유동을 고찰하였다. Heyes & Hodson[3]은 회전하는 외벽으로 환형 날개열을 사용하여 여러가지 팁 간극 형상을

가진 날개열에서의 성능을 시험하였다. Kang & Hirssh[4]는 틱의 유무에 대한 비교를 통하여 유동장의 유동 구조를 규명하였다. 그간 대부분의 실험 연구는 출구에서만 측정된 것이 대부분이었다. 그러나 최근에 Lakshminarayana & Zaccaria[5]는 축류 압축기 틱 영역의 유동장을 뒷전과 하류에서 측정하였다.

틱 간극 유동에서의 지배적 현상은 주로 비점성에 의한 것으로 오일러 방정식에 의한 해석을 주로 하였으나[6,7] 유동장에 대한 더욱 상세한 정보를 얻기위한 점성해석이 요구되고 있다. 틱 간극 유동을 해석하는 데 있어서 그간의 연구들은 주로 표준 H형 격자를 사용하였고 주기 경계조건을 적용하기 쉽도록 하기 위하여 얇은 날개 근사를 사용하여왔다[8,9]. 그러나 비교적 두꺼운 터빈 블레이드 등에서는 정확한 유동장 계산이 어렵게 되므로 틱 영역을 직접적으로 풀기 위하여 overlapping C-H 형 격자와 patched O-H 형 격자 등을 사용한 해석을 하였다[10,11].

Basson et al.[12,13]은 embeded H형 격자를 사용하여 틱 영역 유동에서 Navier-Stokes 방정식에 의한 해석과 오일러 방정식에 의한 해석을 하였다. Yoo[14]는 대수적인 방법에 의한 embeded H 형 격자와 RNG $k-\epsilon$ 난류모형을 사용하여 터빈 간극 유동을 해석하였다. 그러나 위의 모든 계산들이 블레이드 틱 표면에서의 정압 분포와 축방향의 Yaw 각에서 실험 결과와 차이를 보였다. 따라서 그간의 해석적인 연구 동향을 고려해볼 때 틱 영역 유동을 정확하게 예측하기 위해서는 틱 영역의 해상도를 확보하기 위한 격자계의 구성과 복잡한 유동을 적절히 포착할 수 있는 난류 모형이 필수적이라는 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 틱 간극 유동을 보다 정확히 나타내기 위하여 embeded H형

격자를 사용하였는데 특히 경계에서의 직교성이 우수한 완전 경계 조절법[15]을 도입한 과도 격자 생성법[16]을 사용하였다. 또한 RNG $k-\epsilon$ 모형과 $k-\epsilon$ 모형을 사용하여 계산하였으며 저 레이놀즈 수 모형의 결과와 비교 검토하였다.

2. 수치 해석 과정

2.1. 지배 방정식

일반 비직교 곡선 좌표계에서의 레이놀즈-평균 수송 방정식을 사용하였다. 대류항은 그 도함수를 2차의 중앙 차분으로 처리하고 안정성을 증가시키기 위하여 Chen[17]의 적용 2차-4차의 인공 소산항을 사용하였다. 이 방법은 충격파 등의 급격한 구배 근처를 제외한 전 영역에서 2차 이상의 정확도를 가지게되는 것으로 알려져있다. 점성 플럭스는 중앙 차분으로 이산화하며 난류 모형 방정식 같은 스칼라 수송 방정식에서는 1계의 풍상 차분을 사용하였다. 압력과 속도를 연결하기위하여 SILPLEC알고리즘을 도입하였으며 압력 방정식에 4차의 압력 평활항을 더한 비엇갈림 격자를 사용하였다. 난류유동은 표준 $k-\epsilon$ 모형과 Yakhot et al.[18]의 확장 RNG $k-\epsilon$ 난류모형을 도입하여 계산하였다. 이상의 방정식들은 Implicit-Euler법을 사용한 시간 전진법으로 해를 진행시키고 대수방정식의 해를 수정 Stone법[19]을 사용하여 얻었다.

2.2. 격자 생성

계산 영역 전체에서 경계고정 좌표계를 사용하였고 격자의 직교성을 개선하기 위하여 완전 경계조절 격자 생성법[15]을 과도 격자 생성 방정식[16]에 도입함으로써 각 방향의 격자 조절 함수를 매 시간 간격마다 수정하였다. 본 연구에서 선택한 압

측기 익렬을 위해 7개의 다중 블럭으로 embeded H형 격자를 구성하였으며 격자 표면에서 적절한 격자점 분포를 위하여 Basson et al.[12]가 제시한 등비 수열을 이용하였다. 사용한 격자의 수는 $72 \times 34 \times 31$ (축방향, 피치방향, 스펜방향)이며 틱 간극 영역에 사용한 격자의 수는 $32 \times 8 \times 9$ (코드 방향, 블레이드 폭 방향, 틱에서 간극 중앙까지)이다.

2.3. 경계조건

본 논문에서의 수치 해석 대상으로 Lakshminaraya & Horlock[1]의 실험 결과

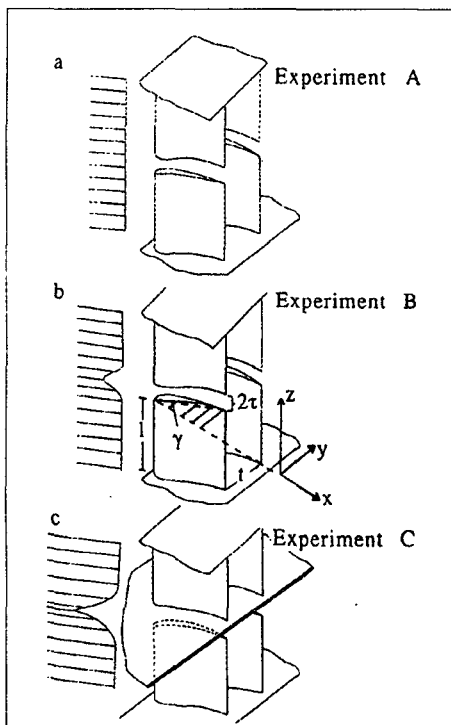


Fig. 1 Schematic of experimental configurations (note : $z=0$ is located 0.04 chord inboard of the cascade symmetry plane ; for the cases with clearance, this corresponds to the blade tip [$\tau/c = 0.04$])

를 선택하였다. 이들은 3 가지의 다른 형상에서 실험을 수행하였는데 실험A에서 사용한 날개는 Fig.1에서 보는 바와 같이 두개의 날개가 거리 $2t$ 만큼 떨어져 있으며 입구 유동속도는 균일 유동이다. 실험B는 비균일 입구 유동을 만들도록 입구 상류에 평판을 위치시켰다. 이것은 입구의 수직 와도 분포가 블레이드 사이의 약한 이차 유동에 주는 영향을 모사하려는 것이다. 실험C는 끝벽을 모사하기 위하여 분리된 두 날개 사이에 평판을 삽입하였다.

본 연구에서는 틱 간극 유동에 주 관심이 있으므로 스펜방향으로 $2/3 \times \text{Chord}$ 에서 대칭경계조건을 사용하였으며 간극 중앙에서의 경계조건은 실험 A와 실험B에 대하여 대칭경계 조건 그리고 실험C는 no slip 조건을 사용하였다. 모든 고체 경계면에서는 no slip 조건을 사용하였으며 입구의 속도는 상류의 0.5 Chord 에서 각각 균일 속도 분포와 실험값을 사용하였다. 벽면 근처에서는 벽함수를 사용하였다. 모든 경우의 출구 조건은 Neumann 조건을 주었다.

3. 결과 및 검토

Fig.2와 Fig.3는 전체 격자계와 날개 선단부의 격자를 확대한 것으로 경계면에서의 직교성이 우수하며 평활한 양질의 격자 분포를 보여 주고 있다.

실험 A 에 대한 수치 해석은 유로와 하류 유동장에 대한 틱 간극만의 영향을 보기 위한 것이다. Fig.4a,b,c는 틱 바로 근처($z/c=0.01$) , 틱 근처($z/c=0.082$) 그리고 틱에서 떨어진 곳($z/c=0.32$)에서의 표면 정압 계수를 나타낸 것으로 Kunz et al.[13]의 저 레이놀즈 수 모형과 본 연구에서 계산한 $k-\epsilon$, RNG $k-\epsilon$ 모형에 의한 결과를 비교한 것이다. 틱에서 가까운 곳에서는 RNG $k-\epsilon$ 모형이 가장 잘 예측을 하지만

팁에서 멀어질 수록 RNG k-ε 모형과 k-ε 모형은 거의 같은 양상을 보인다. 그러나 저 레이놀즈 수 모형에 의한 결과는 팁에서 가까울 수록 큰 차이를 보인다. 이는 Kunz et al.[13]이 사용한 격자보다 전체적으로 벽면 직교성이 우수한 양질의 격자를 사용하였기 때문인 것으로 생각된다.

Fig.5는 팁 간극 중앙에서의 속도 벡터와 유선을 나타낸 것인데 누설 유동이 음압면에서부터 멀어져 가는 궤적을 알 수 있다.

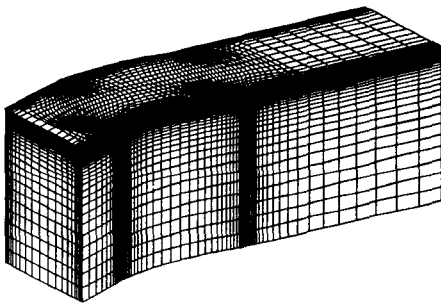


Fig. 2 Computational mesh : three - dimensional grid

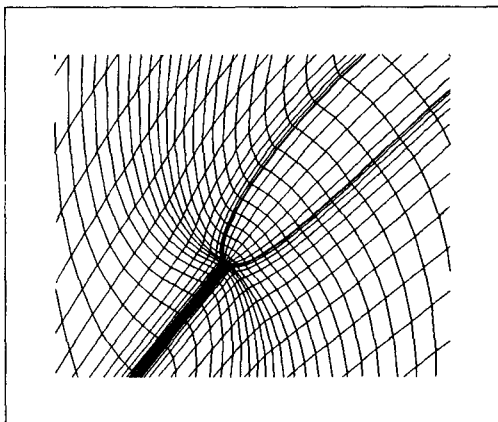


Fig. 3 Computational mesh : leading edge

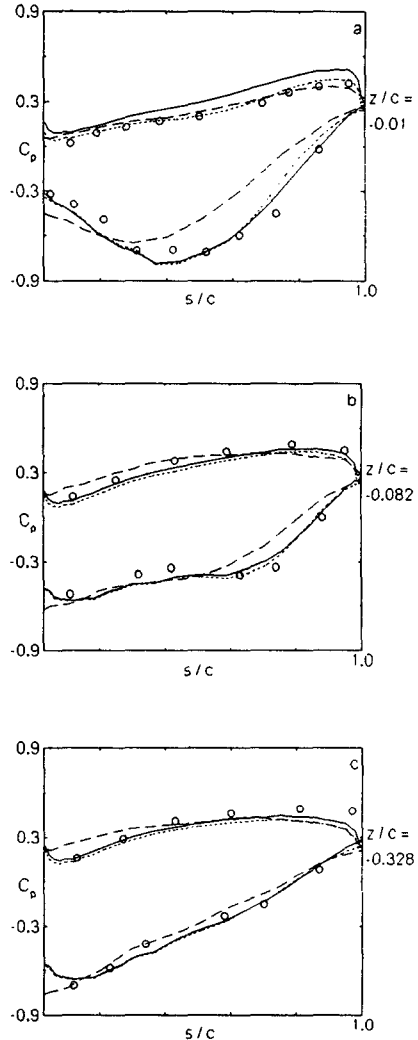


Fig. 4 Comparison of computed and measured blade static pressure coefficient at three spanwise locations ; measured values (symbols), standard k-ε model (solid line), low Reynolds number k-ε model (long dashed line), RNG model (short dashed line)

Fig.6a,b는 스펀 중앙과 팁에서의 압력 분포를 나타낸 것으로 Fig.6 a 에서는 팁 영역의 누설유동에 의한 영향이 미치지않는

2차원 분포를 이루는데 비하여 Fig.6 b에서는 저압 중심부가 축 방향과 대략 48도를 이루고 있음을 알 수 있다. Fig.7은 출구 유동각으로 $k-\epsilon$ 모형과 RNG $k-\epsilon$ 모형 모두가 약간 과도하게 예측하고 있다. Fig.8는 질량 가중 피치방향 평균 유동각을 스펙 방향으로 나타낸 것이다. 이 결과에서 보면 팁 간극 중앙에서 RNG $k-\epsilon$ 모형은 $k-\epsilon$ 모형보다 각각 6도, 2.5도 과도 예측하고 그 외는 실험 값과 일치한다.

실험 B에 대한 수치 해석 결과에서 평균 유동각을 살펴보면 $k-\epsilon$ 모형에 의한 결과는 실험 결과와 거의 일치함을 알 수 있다.(Fig.9) 그러나 RNG $k-\epsilon$ 모형은 $k-\epsilon$ 모형에 비하여 팁 간극 중앙에서 3.5도 그리고 팁에서 0.08 떨어진 곳에서 4.5도 낮게 예측하고 있다.

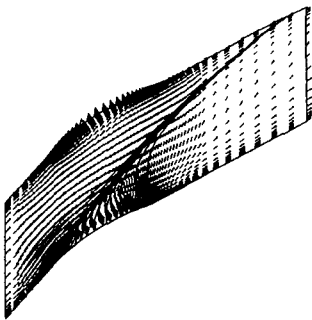


Fig. 5 Limiting streamlines at near tip endwall

Fig.10은 평균 유동각을 나타낸 것이다. 여기에서는 $k-\epsilon$ 난류 모형이나 RNG $k-\epsilon$ 난류 모형 둘다 팁에서 1.5도, 1.8도 과도 예측하고 팁에서 0.07 떨어진 곳에서는 각각 2도, 5도 낮게 예측한다. Fig.4 a,b에서도 RNG $k-\epsilon$ 난류 모형은 실험결과와 차이를 보인다.

이상의 결과를 종합해보면 $k-\epsilon$ 모형에 의한 계산 결과가 저 레이놀즈 수 모형이나 RNG $k-\epsilon$ 모형에 의한 결과보다 훨씬 실험 값에 근접하고 있음을 알 수 있다. $k-\epsilon$ 모형에 의한 계산 결과는 정성적 정량적으로 실험결과와 거의 일치하는 반면에 RNG

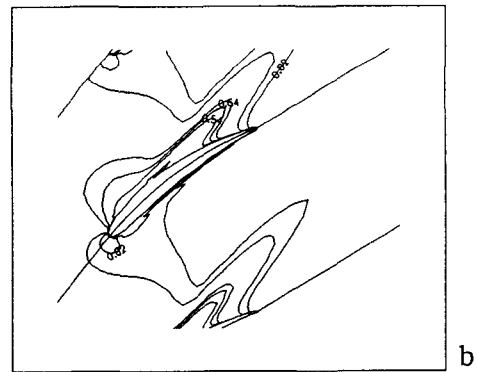
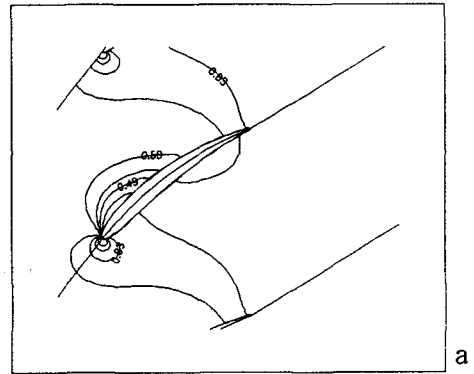


Fig. 6 Blade-to-blade contours of static pressure (a) midspan grid slice ; (b) grid slice just inboard of tip

$k-\epsilon$ 난류 모형에 의한 예측은 특히 팁에서 떨어진 곳에서 정량적으로 많은 차이를 보이는데 그 이유는 RNG $k-\epsilon$ 모형은 표준 $k-\epsilon$ 모형에 비하여 입구에서의 난류 경계조건에 민감하기 때문인 듯하다.

4. 결론

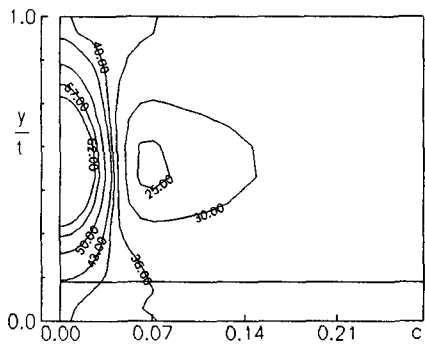
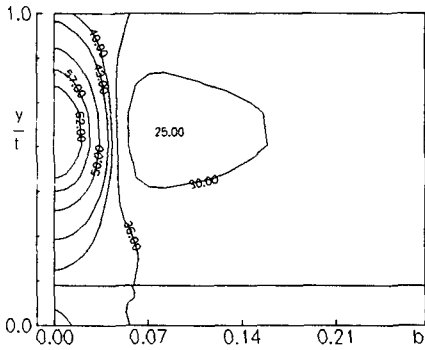
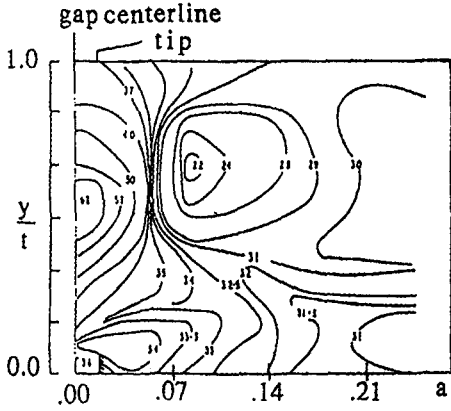


Fig. 7 Contours of flow angle, α (deg) at outlet measurement plane : (a) experimental ; (b) standard $k-\epsilon$; (c) RNG

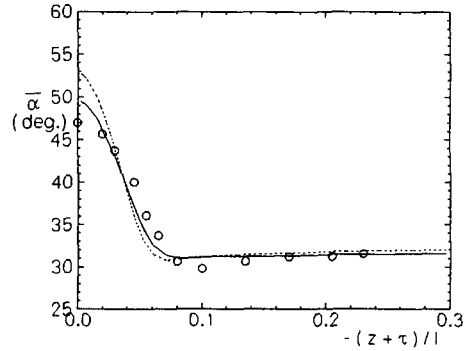


Fig. 8 Comparison of computed and measured spanwise distribution of mass-weighted, pitchwise averaged outlet angle ; measured values (symbols), standard $k-\epsilon$ model (solid line), RNG model (short dashed line), Experiment A

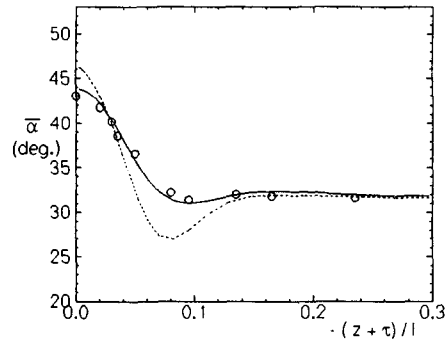


Fig. 9 Comparison of computed and measured spanwise distribution of mass-weighted, pitchwise averaged outlet angle ; measured values (symbols), standard $k-\epsilon$ model (solid line), RNG model (short dashed line), Experiment B

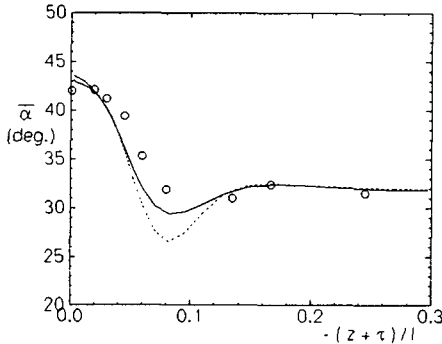


Fig. 10 Comparison of computed and measured spanwise distribution of mass - weighted, pitchwise averaged outlet angle ; measured values (symbols), standard $k-\epsilon$ model (solid line), RNG model (short dashed line), Experiment C

팁 간극 유동장을 정상, 3차원으로 해석하여 다음과 같은 결과를 얻어내었다.

1. $k-\epsilon$ 난류 모형과 RNG $k-\epsilon$ 난류 모형을 사용하여 연산한 결과 동일 조건의 경우 $k-\epsilon$ 모형에 의한 결과는 RNG $k-\epsilon$ 모형보다 실험값에 더욱 일치하는 결과를 얻어내었다. 이는 RNG $k-\epsilon$ 모형이 난류량의 입구 조건에 민감하기 때문인 것으로 생각되며 여러 문제에서 좋은 결과를 보여주고 있지만 민감도에 대하여 더욱 다양한 경우에 적용을 해보는 것이 요구된다.
2. 저 레이놀즈수 모형은 격자의 직교성 및 조밀도에 큰 영향을 받고 있어 격자생성에 세심한 주의가 요구된다.
3. 직교성과 평활성을 갖춘 양질의 embedded H-격자는 터보 기계의 팁 간극 와를 정량적으로 예측을 하는데 아주 효과적이다.
4. 본 연구로부터 가장 일반적인 난류모형인 $k-\epsilon$ 난류모형을 적절한 격자계와 같이 사용할 경우에 팁 간극이 존재하는 터보기

계의 초기설계에 만족할 만한 결과를 얻을 수 있을 것으로 생각된다.

5. 참고문헌

- [1] Lakshminarayana, B., and Horlock, J. H., "Leakage and Secondary Flows in Compressor Cascades," *British Aeronautical Research Council (ARC) Report, Reports & Memoranda #3483* (1965)
- [2] Yaras, M. I., Sjolander, S. A., and Kind, R. J., "Effects of Simulated Rotation on Tip Leakage in a Planar Cascade of Turbine Blades: Part II - Downstream Flow Field and Blade loading," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.114(1992), pp. 660-667.
- [3] Heyes, F. J. G., and Hodson, H. P., "The Measurements and Prediction of the Tip Clearance Flow in Linear Turbine Casade," *ASME paper No.92-GT-214*(1992)
- [4] Kang, S., Hirsch, C., "Tip Leakage Flow in Linear Compressor Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.116(1994), pp.657-664
- [5] Lakshminarayana, B., Zaccaria, M., Marathe, B., "The Structure of Tip Clearance Flow in Axial Flow Compressors," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.117(1995), pp. 336-347
- [6] Moore J., and Tilton, J. S., "Tip Leakage Flow in a Linear Turbine Cascade," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.110(1988), pp. 18-26.

- [7] Yaras, M. I., and Sjolander, S. A., "Effects of Simulated Rotation on Tip Leakage in a Plane Cascade of Turbine Blades: Part I-Tip Gap Flow," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.114(1992), pp.652-659.
- [8] Hah, C. and Reid, L., "A Viscous Flow Study of Shock-Boundary Layer Interaction, Radial Transport, and Wake Development in a Transonic Compressor," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.114(1992), pp. 538-547.
- [9] Storer, J. A. and Cumpsty, N. A., "Tip Leakage Flow in Axial Compressors," *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.34(1991), pp. 252-259
- [10] Beach, T. A., "An Interactive Method of Grid Generation Procedure for Axial and Radial Flow Turbomachinery," *AIAA paper No. 90-0344*(1990)
- [11] Choi, D., Knight, C. J., "A study on H and OH Grid Generation and Associated Flow Codes for Gas Turbine 3D - Navier Stokes Analysis, " *AIAA paper No.91-2365*(1991)
- [12] Basson, Anton H., Kunz, R. F., Lakshminarayana, B., "Grid Generation for Three - Dimensional Turbomachinery Geometries Including Tip Clearance," *Journal Propulsion and Power*, Vol.9, No.1(1993), pp.59-65.
- [13] Kunz, R.F., "Investigation of Tip Clearance Phenomena in an Axial Compressor Cascade Using Euler and Navier-Stokes Procedures, " *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.115(1993), pp. 453-467
- [14] Yoo, J.Y., "Effect of Tip Clearance on Turbine Blade Passage Flow," *Proceedings of Colloquium on Turbomachinery - October 9-14(1994)*, pp.53-81
- [15] A. Hilgenstock, "A Fast Method for The Elliptic Grid Generation of Three-Dimensional Grids with Full Boundary Control," *Numerical Grid Generation in Computational Fluid Mechanics '88*(1988)
- [16] Raad P.E., White, J.W., "A Transient Automated Mapping Procedure for Complex Geometries," *Numerical Grid Generation in Computational Fluid Mechanics '88*(1988)
- [17] Chen, Y.S., "Compressible and Incompressible Flow Computations With A Pressure Based Method," *AIAA Paper 89-0286*, January(1989)
- [18] Yakhot, V., Orszag, S.A.A., Thangam, S., Gatski, T.B. and Speziale, C.G., "Development of Turbulence Models for Shear Flows by a Double Expansion Technique," *Physics of Fluids*, Vol.4, No.7(1992), pp.1510-1520.
- [19] Peric, M., "Effect of Semi-Implicit Solving Algorithm for Non-Diagonal Coefficient Matrix," *Numerical Heat Transfer*, Vol.11(1987), pp.251-279.