

# 삼차원 점성 효과를 고려한 축류 압축기의 성능에 대한 수치해석

한 용 진<sup>\*1</sup>, 김 광 용<sup>\*2</sup>, 고 성 호<sup>\*3</sup>

## Numerical Analysis for the Performance of an Axial-flow Compressor with Three-Dimensional Viscous Effect

Y. J. Han, K. Y. Kim and S. H. Ko

Numerical analysis of three-dimensional viscous flow is used to compute the design speed operating line of a transonic axial-flow compressor. The Navier-Stokes equation was solved by an explicit finite-difference numerical scheme and the Baldwin-Lomax turbulence model was applied. A spatially-varying time-step and an implicit residual smoothing were used to improve convergence. Two-stage axial compressor of a turboshaft engine developed KARI was chosen for the analysis. Numerical results show reasonably good agreements with experimental measurements made by KARI. Numerical solutions indicate that there exist a strong shock-boundary layer interaction and a subsequent large flow separation. It is also observed that the shock is moved ahead of the blade passage at near-stall condition.

**Key Words:** 천음속 압축기(Transonic Compressor), Navier-Stokes 방정식(Navier-Stokes Equation), 충격파(Shock Wave), Baldwin-Lomax 난류 모델(Baldwin-Lomax Turbulence Model)

### 1. 서론

현대의 가스터빈은 경량, 고출력, 고효율을 추구하며 설계자에게 끊임없는 과제를 안겨주고 있다. 특히 가스터빈의 축류 압축기는 공기가 역압력 구배를 따라서 유동하기 때문에 표면의 경계층의 성장이 빠르고 유동이 박리되기 쉽다. 또한 축류 압축기의 내부 유동은 틱간극(tip clearance)에서 발생하는 누수 유

동과 벽면 및 블레이드에서 발생하는 경계층 유동, 박리 및 이차 유동 등 아주 복잡한 3차원 유동현상을 보인다. 이러한 다양하고 복잡한 유동 현상들은 압축기의 성능 및 효율에 직접적인 영향을 미치며 압축기 설계는 정확한 유체역학적 해석이 필요하다.

계측 장비와 측정기술의 발달에 힘입어 터보기계 내의 유동현상에 대한 실험적인 연구가 활발히 진행되고 있으나, 이러한 방법은 고가의 장비를 필요로 할 뿐만 아니라 고속으로 회전하는 날개 사이의 유동을 정밀하게 측정하기에는 여러 가지 난점이 있으므로 실험을 통해 얻을 수 있는 유동장의 정보는 제한적일 수 밖에 없다.

근래에 들어 컴퓨터의 발전과 함께 저비용·고효율 축류 압축기의 개발을 위하여 전산유체역학적 연구가 많이

\*1 학생회원 충남대학교 대학원 기계설계공학과  
\*2 정회원 인하대학교 기계공학부  
\*3 정회원 충남대학교 기계설계공학과  
\*E-mail : sunghoko@cnu.ac.kt

활용되고 있다. 최근 전산유체역학적 연구는 2차원 점성 유동 해석에서 3차원 점성 유동 해석이 가능해졌으며, 탈설계점 및 성능 예측, 3차원 유동장 해석에 관한 다양한 연구가 이루어지고 있다.

Hah & Reid[1]은 NASA rotor 67을 수치해석하고, 충격파에 따른 상호작용 및 손실에 관하여 연구하였다. Jennions & Turner[2]는 외재적 Runge-Kutta 기법과  $k-\epsilon$  난류 모델을 적용하여 NASA Rotor67, GE/Wennerstrom Rotor 4, GE/NASA E<sup>3</sup> Fan 등을 수치해석을 수행하고 실험 결과와 비교하였다. Suder 등[3]은 천음속 축류 압축기의 표면 거칠기에 따른 성능 변화를 실험하고 수치해석 결과와 비교하여 비교적 좋은 결과를 얻었다.

본 연구에서는 동익과 정익으로 이루어진 천음속 축류 압축기를 삼차원 점성 효과를 고려하여 수치해석하고, 설계 회전속도에서 축류 압축기의 성능 및 손실을 비교·평가하였다. 또한 최고효율점과 스톨 및 서지점에서의 유동 구조와 충격파에 따른 손실에 관하여 비교·고찰하였다.

## 2. 유동 해석 방법

### 2.1 지배방정식과 수치해석 기법

본 연구에서는  $x$ 축으로 각속도  $\Omega$ 를 갖고 회전하는 직교좌표계( $x, y, z$ )에 Navier-Stokes 방정식을 적용하였다. 이 때 회전하는 영향을 고려하기 위해서  $y$ 와  $z$ 축 방향의 운동량방정식에 생성항을 추가하였다. 직교좌표계의 방정식들은 일반 비직교 표면좌표계( $\xi, \eta, \zeta$ )로 좌표변환 하였으며 여기서  $\xi$ 좌표는 유선방향이며,  $\eta$ 좌표는 블레이드와 블레이드 사이를,  $\zeta$ 좌표는 허브에서 팁으로 향하는 방향을 나타낸다.  $\eta$ 와  $\zeta$  방향의 모든 점성항들은 그대로 남아 있지만  $\xi$  방향의 점성항들은 계산시간의 절감을 위해 박층근사(thin-layer approximation)에 의해 생략하였다. 난류 점성은 Baldwin-Lomax algebraic two-layer 와점성 모델을 통과 채널( $\eta, \zeta$ )에 적용하여 계산하였다.

지배방정식들은 격자점 중심의 유한 차분 방법으로 이산화되어, 4차 Runge-Kutta 시간전진법으로 계산하였다.

인공점성(artificial viscosity)은 지배방정식의 비선형성과 충격파에 의한 해의 진동을 제거하고 안정성을 확보하기 위하여 2차와 4차의 인공 점성항을 이용했으며, 수렴성을 증대시키기 위하여 국부시간간격(spatially-varying time step)과 내재적 오차 평균법(implicit residual smoothing)을 이용하였다.

### 2.2 경계조건 및 혼합접근법

입구 경계면에서는 유입되는 온도( $T_0$ ), 전압력( $P_0$ )과 각 방향 절대 마하수가 주어지며, Riemann invariant,  $R^-$ 가 내부에서 계산되고, 입구까지 외간하였다. 출구 경계면에서는 허브에서의 압력비( $P_s/P_{ref}$ )가 주어지며, 국부 정압은 축대칭 반경방향 평형방정식을 적분하여 얻었다. 그 외 다른 물리량들은 내부의 값을 이용해 외간하였다.

벽면에서는 no-slip 경계조건이 적용되었고, 블레이드를 둘러싸는 C형 격자계의 주기 경계면에서는 주기 유동조건을 이용하여 계산하였다.

격자점 중심 유한차분법에 의한 유동해석을 위해 동익과 정익의 격자계 사이 공유영역에서 정확하게 격자씩 중첩하였다. 반복되는 유동계산 때마다 스펀 방향 각 위치에서 원주 방향으로 기본 물리량들이 적분되며, 계산된 평균 기본 물리량들이 이웃한 격자계의 경계조건을 계산하기 위해 저장된다.

단단 또는 다단으로 구성된 유체 기계는 회전하는 동익과 정지한 정익 사이의 공유 영역에 관한 처리가 필요하다. 이러한 공유 영역의 계산을 위하여 혼합 평균법(mix-out averaging)을 적용하였다.

혼합 평균법은 온도, 압력, 속도 등의 독립적인 특성치들을 그 유체의 평균적인 상태를 정의하기 위하여 적분하고, 이러한 특성 값들을 질량, 운동량, 에너지 등의 보존과 같은 유동의 대표값으로 사용한다. 혼합 평균법이 출구면에서 정압에 규정되면, 평균 압력은 규정된 압력보다 같거나 또는 작게 한다. 이것은 혼합 손실을 극복하기 위한 압력 강하(pressure drop)와 대응되며, 평균 전압은 이러한 손실을 포함하게 된다.

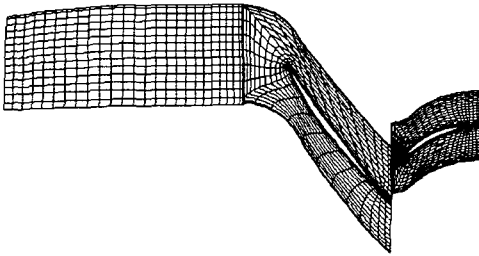


Fig. 1 H-C grid at 50% span grid lines have been omitted for clarity.

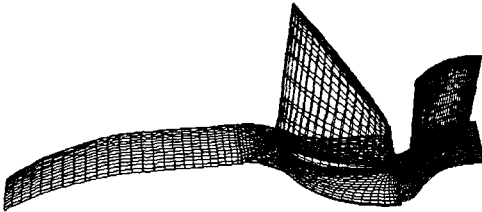


Fig. 2 Surface grids of blade and hub.

2.3 격자 생성

본 연구에서는 다중격자(multi-block grid)를 사용하였다. 입구역에는 H형 격자, 블레이드와 후류 영역은 C형 격자, 팁간극에는 O형 격자를 각각 사용하였다. C형 격자는 타원형 방정식(elliptic function)으로 블레이드와 블레이드 사이의 2차원 격자를 생성하고, 스펠(span) 방향으로 적층하여 생성하였다. H형 격자는 교차 보간(transfinite interpolation)을 이용하여 생성하였으며, O형 격자는 블레이드의 팁의 홈(hole)의 형상에 맞게 생성하였다. 각각의 격자는 최외각 점들이 이웃 격자와 겹치도록 생성되어 있다.

Fig. 1은 50% 스펠에서의 격자를 보여주고 있으며, Fig. 2는 허브 및 블레이드 표면의 격자를 보여주고 있다. Fig. 1와 Fig. 2에서 보는 것과 같이 동익의 C형 격자는 블레이드를 둘러싸는 방향으로 120개, 블레이드와 블레이드 사이의 방향에는 72개를 구성하였으며, 스펠 방향으로 63개의 격자를 사용하였다. 정익의 C형 격자는 블레이드를 감싸는 방향으로 120개, 블레이드와 블레이드 사이의 방향

로 82개를 구성하였으며, 스펠 방향으로 63개의 격자를 사용하였다. 벽면 및 블레이드의 격자 분할은 동익의 허브 코드(chord) 길이 대 비로 각각  $1.592 \times 10^{-4}$ ,  $0.796 \times 10^{-4}$ 만큼 작게 구성하였으며, 벽면 및 블레이드의 표면에는  $y^+$ 의 최대값이 5~11 이하로 구성하였다. 입구에서는 H형 격자로 유동 방향으로 100개, 블레이드와 블레이드 사이에는 28개를 구성하였으며, 스펠 방향으로 63개의 격자로 구성하였다. 간극에서는 O형 격자로 O-방향으로 106개, 평균 챔버선(camber -line)에서 블레이드 표면으로 12개를 구성하였으며, 갭(gap)을 통과하도록 12개의 격자로 구성하였다. 총 다중 블록격자의 격자점은 약 80만개로 구성되어 있다.

3. 결과 및 고찰

수치해석에 적용된 축류 압축기는 한국항공우주 연구원에서 개발한 헬리콥터용 터보샤프트엔진 2단 축류 압축기[4]로 선정하였다. 이 2단 축류 압축기는 이륙중량 4,000kg, 승객 수 10~12명급의 다목적 헬리콥터용 기본엔진(TV-0-100)을 기본 대상으로 선정하여, 출력 향상과 SFC (Specific Fuel Consumption)의 저감을 목표로 재설계된 것이다.

Table 1 Major Design Variables of the single-stage compressor

Variables	1st stage
Rotational speed(rpm)	41500
Rotor Tip Speed(m/s)	382
Pressure Ratio	1.506
Corrected Flowrate(kg/s)	3.04
Stator Inlet Mach Numer	0.491
Rotor Tip Relative Mach Number	1.177
Adiabatic Efficiency	0.863

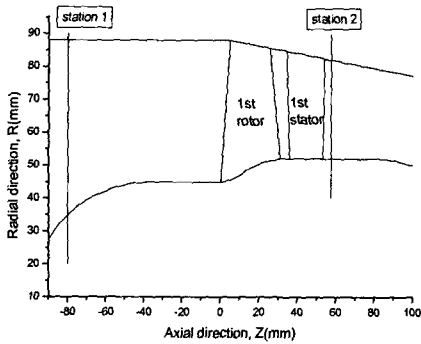


Fig. 3 Meridional view of the tested single-stage compressor.

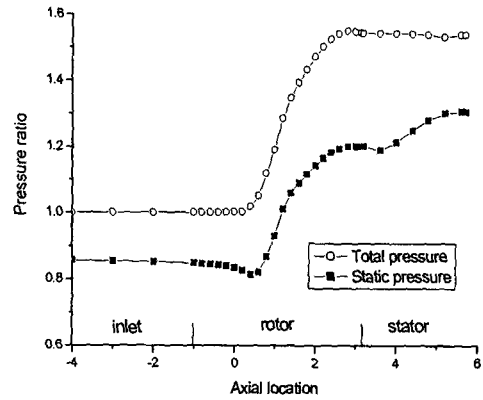


Fig. 5 Pricted pressure distribution in axial direction at 50% span.

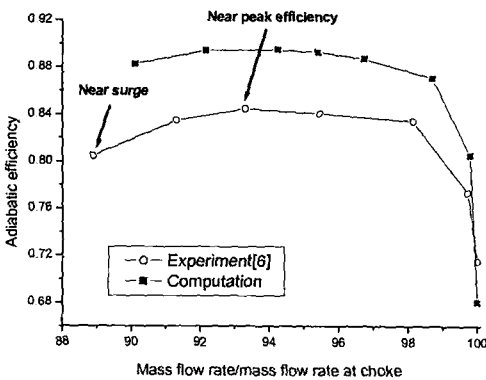
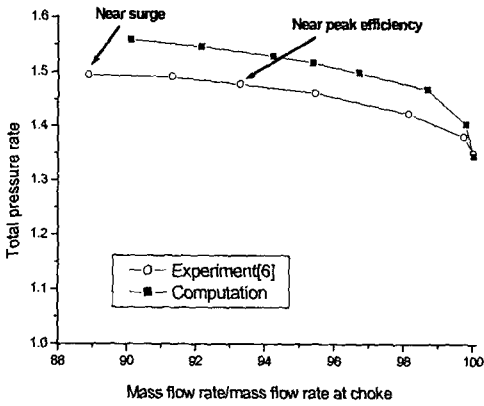


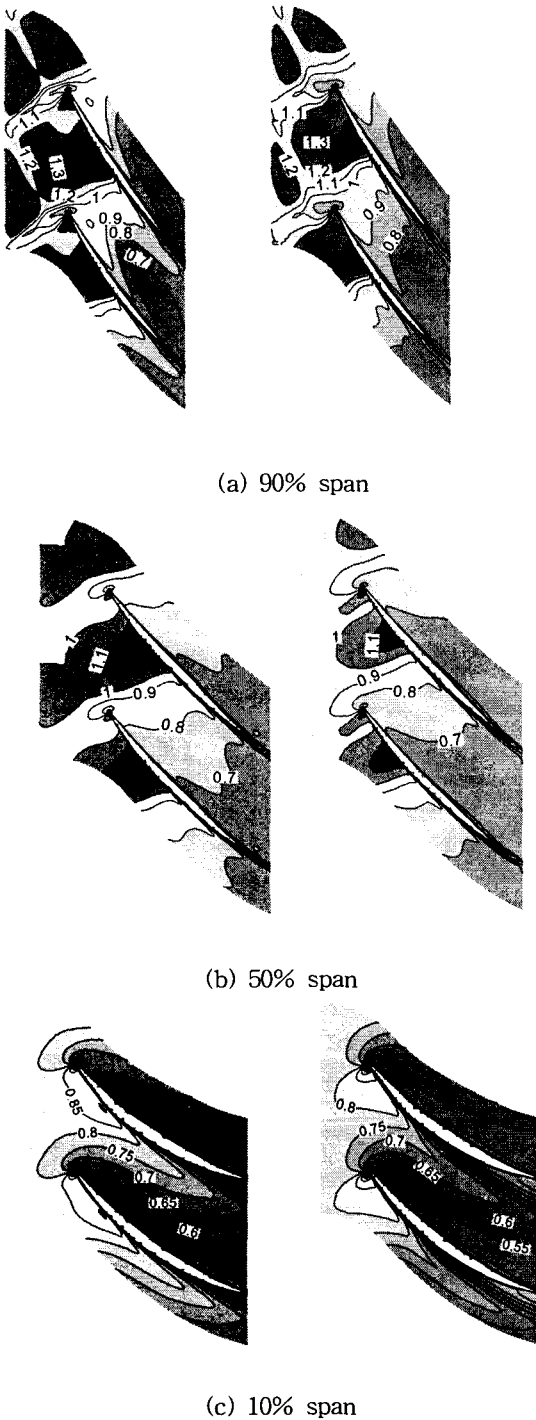
Fig. 4 Comparison of performance of a single-stage compressor at design speed.

본 연구에서는 2단 중 앞부분의 1단만 수치해석 하였다. 1단의 동익은 날개가 17개로 구성되어 있으며, 정익은 31개로 구성되어 있다. 이외의 축류 압축기의 1단에 관한 주요 설계 변수는 Table 1과 같다.

Fig. 3은 자오선상의 허브와 슈라우드 면과 블레이드의 형상을 나타낸 것이다. 여기서 station 1과 station 2는 각각 수치해석 상의 입구 및 출구를 나타낸다. 허브는 동익과 정익을 포함한 전영역에서 회전하므로 정익 허브의 갭(gap)에 관한 처리가 필요하며, 이것은 simple periodicity clearance model[5]을 적용하였다.

수렴된 결과를 얻기 위하여 3000회의 반복 계산을 수행하였으며 슈퍼 컴퓨터 NEC SX-5 시스템으로 계산하는 경우 약 4600초 정도가 걸렸다.

Fig. 4에서는 설계 회전속도에서 수치해석한 전압비와 단열 효율을 김춘택 등[6]에서 인용한 결과와 비교하였다. 수치 해석 결과는 출구의 정압을 서서히 낮추면서 초킹된 질량 유량을 구하고 이를 바탕으로 실험에서의 초킹(choking)된 질량 유량과 비교하였다. 실험에서의 초킹된 질량 유량은 약 3.24kg/s이며, 수치해석에 의한 초킹된 질량 유량은 3.275kg/s, 차이는 약 1.07%에 불과하다. 수치해석 결과는 실험 결과보다 전압 및 단열 효율 상승비가 약간 높았으며, 질량 유동들에 따른 최고 효율점 (peak efficiency)과 실속(stall) 및 서지(surge)점의 예측도



실험결과보다 약간 빠르게 예측하였다. 그러나 수치 해석 결과는 실험 결과와 유사한 경향을 보이며, 전압비와 단열효율의 상승비의 차이가 크지 않다는 점에서 대체로 좋은 예측을 보였다.

Fig. 5는 수치 해석에 의한 50% span에서의 축방향으로의 평균 전압 및 정압을 나타낸 것이다. 정압은 동익을 지나는 동안 충격파로 인하여 큰 폭으로 압력이 상승하며, 정익을 지나는 동안에는 서서히 증가함을 알 수 있다. 또한 전압은 정압과 마찬가지로 동익을 지날 때는 큰 폭으로 증가하나, 정익을 지날 때는 거의 일정함을 알 수 있다. 인공 점성의 도입으로 충격파의 발생으로 인한 압력 상승 곡선들은 불안정한 진동 현상을 보이지 않고, 부드러운 형태를 지니고 있음을 알 수 있다.

Fig. 6은 동익의 최고 효율과 실속 및 서지 가까이에서 허브로부터 각각 10%, 50%, 90% 스패에서의 상대 마하 속도장을 나타낸 것이다. 10% 스패에서는 입구 마하 수가 약 0.85 정도로 아음속 영역의 유동이며, 블레이드 앞전(lead edge)의 흡입면(suction surface)에서만 약간의 초음속 영역이 나타난다. 50% 스패에서는 입구 마하 수가 약 1.0이며, 블레이드 앞전의 흡입면에서 가속이 일어나 초음속 영역이 나타나며, 그로 인하여 충격파가 발생하게 된다. 이 경우에는 블레이드의 흡입면에서 충격파가 발생하여 블레이드의 압력면(pressure surface) 쪽으로 전파되며, 이 때 큰 폭의 압력 상승이 일어난다. 90% 스패에서는 입구 마하 수가 약 1.2로 초음속 유동이며, 최고효율점에서 블레이드의 앞전의 압력면에서 충격파가 발생하여 흡입면에 전파되나 스톨 및 서지점에서 흡입면에서 충격파가 발생하여 압력면 쪽으로 전파된다. 질량 유량을 감소시켜 최고 효율점에서 실속 및 서지점으로 갈수록 충격파의 발생 영역이 블레이드의 앞전으로 가는 것을 볼 수 있으며, 이것은 축방향 유속의 감소와 반경 방향의 유속의 증가로 인한 영향으로 사료된다.

Fig. 7과 Fig. 8은 각각 최고 효율점과 실속 및 서지점에서의 동익 표면의 정압의 분포를 나타낸 것이다. 흡입면의 정압 분포가 충격파의 영향으로 좁은 영역에서 급격히 증가함을 알 수 있다. 또한 최고 효율점의 충격파가 실속 및 서지점의 충격파보다 좀더 블레이드의 앞전에 발생하는 것을 알 수 있다. 그로 인하여 실속 및 서지점에서의 압력 상승이 최고 효율점의 압력 상승보다 높게 나오며, 블레이드 표면에

Fig. 6 Calculated Contours of relative Mach number at near peak efficiency(left) and at near stall(right)

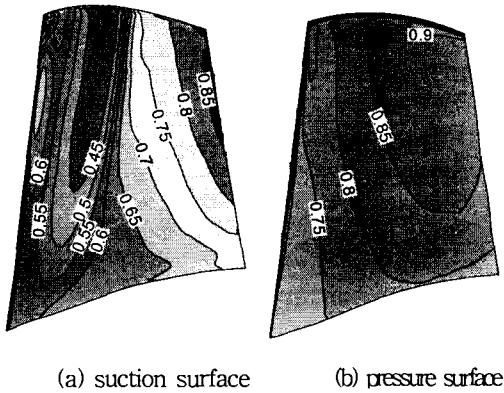


Fig. 7 Static pressure contours at near peak efficiency condition.

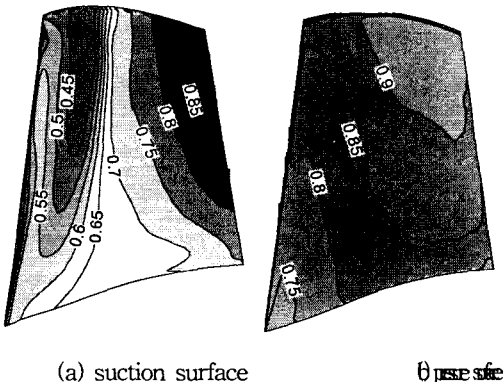


Fig. 8 Static pressure contours at near stall condition.

서 발생하는 반경 방향의 유동도 같이 증가하게 된다. 압력면의 정압 분포는 커다란 변화가 없었으며 상대적으로 스톨 및 서지점에서 좀더 높은 압력 분포를 보였다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 동익과 정익으로 이루어진 축류 압축기의 성능에 관한 수치해석을 위하여 항공우주연

구원의 터보샤프트 엔진 2단 축류 압축기 중 1단을 수치해석하고, 김춘택 등[6]에서 인용한 결과와 비교하였다. 성능 비교를 위하여 설계 속도에서의 질량 유량에 따른 전압과 단열 효율을 비교하였으며, 실험 결과보다 약간 높은 상승값을 얻었으나, 대체로 좋은 예측을 보였다.

압축기의 유동은 허브면 가까이에서는 아음속 영역이며, 슈라우드로 갈수록 천음속 영역으로 변화한다. 질량 유량의 변화에 따라 실속 및 서지점으로 갈수록 충격파의 위치는 입구 앞전으로 이동하며, 그에 따라서 반경 방향의 유동 증가 및 경계층이 두꺼워지는 결과를 가져왔다.

#### 참고문헌

- [1] Hah, C., and Reid, L., "A Viscous Flow Study of Shock-Boundary Layer Interaction, Radial, Transport, and Wake Development in a Transonic Compressor," *ASME J.* Vol. 114, (1992), p. 538~547.
- [2] Jennions, I. K., and Turner, M. G., "Three-Dimensional Navier-Stokes Computations of Transonic Fan Flow Using an Explicit Flow Solver and an Implicit  $k-\epsilon$  Solver," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 115, (1993), p. 261~272.
- [3] Suder, K. L., Chima, R. V., Strazisar, A. J., and Roberts, W. B., "The Effect of Adding Roughness and Thickness to a Transonic Axial Compressor Rotor," *J. Turbomachinery*, Vol. 117, (1995). p. 491~505.
- [4] 김진한, 김춘택, 이대성, "헬리콥터용 터보샤프트 엔진 2단 축류압축기 개량설계," 유체기 제저널 제2권 1호, (1999), p. 88~95.
- [5] Chima, R. V., "Calculation of Tip Clearance Effects in a Transonic Compressor Rotor", (1996), *ASME Paper* 96-GT-114.
- [6] 김춘택, 김진한, 이대성, "헬리콥터용 2단 터보샤프트 엔진 2단 축류 압축기 성능시험", 한국우주학회 춘계학술대회 논문집, (1999), p. 327~331.