

## 천음속 팬의 3차원 유동에 관한 수치해석

정주현\* · 고성호\*\*  
(1998년 6월 19일 접수)

### A Numerical Analysis of Three-Dimensional Flow Within a Transonic Fan

Juhyun Chung and Sungho Ko

Key Words : Turbomachinery (터보기계), Transonic Flow (천음속 유동), Fan (팬), Navier-Stokes Equations (나비에-스톡스 방정식),  $k-\epsilon$  Turbulence Model ( $k-\epsilon$  난류모델), LU-SGS Scheme (LU-SGS 기법)

#### Abstract

A numerical analysis based on the three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equation has been conducted to investigate the flow within a NASA rotor 67 transonic fan. General coordinate transformations are used to represent the complex blade geometry and an H-type grid is used. The governing equations are solved using implicit LU-SGS scheme for the time-marching integration and a standard  $k-\epsilon$  model is used with wall functions for the turbulence modeling. The computations are compared with the experimental data and a detailed study of the flow structures near peak efficiency and near stall is presented. The calculated overall aerodynamic efficiency and three-dimensional shock system agree well with the laser anemometer data.

기호설명	그리스문자
$\Delta A_{an}$ : 환형(annulus)의 면적	$\gamma$ : 비열비
$e$ : 단위체적당 총에너지	$\eta_{ad}$ : 단열효율
$h$ : 엔탈피 ( $e + p$ )	$\xi, \eta, \zeta$ : 일반곡면좌표계
$J$ : 변환의 Jacobi 행렬식	$\rho$ : 밀도
$NR$ : 반경방향 축정위치의 최대값	하첨자
$p$ : 압력	$a$ : 뿔에서 허브까지의 반경방향위치
$P_0$ : 기준압력 (288.15K)	$b$ : 입구측( $b=1$ )과 출구측( $b=2$ )의 위치
$\overline{P}$ : 전압 (total pressure)	
$\overline{T}$ : 전온 (total temperature)	
$U, V, W$ : 반변(contravariant)속도성분	1. 서론
$u, v, w$ : 직교속도성분	
$x, y, z$ : 직교좌표계	

\* 회원, 충남대학교 대학원 기계설계공학과

\*\* 회원, 충남대학교 기계설계공학과

현대의 가스터빈 엔진은 소형, 경량, 고출력, 고효율을 추구하고 있다. 이러한 엔진은 매우 복잡한 3차원 유동조건을 가지고 운전되며 성능향상을 위한 연구는 이러한 유동의 구조에 대한 자세한 지식은

필요로 한다. 특히, 광범위한 운전조건에 따른 탈 설계점에서 의 유동, 회전익의 흡입면(suction side) 쪽에 형성되는 바리, 충격파와 경계층간의 상호작용, 익렬간의 상호작용으로 인한 비정상유동, 후류, 간극에서의 유동 및 열전달 현상 등은 정확한 점성유동의 이해 및 해석을 필요로 한다. Fig. 1은 익렬유동에 대한 유동구조를 간략히 보여준다.

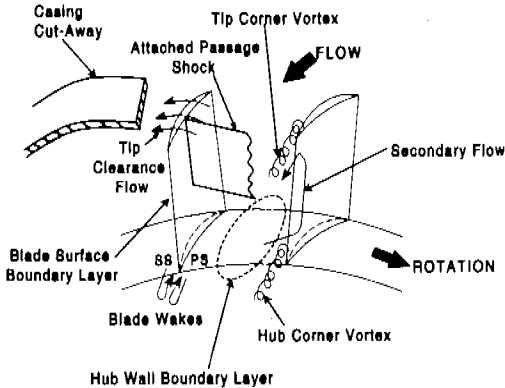


Fig. 1 Turbomachinery blade row flow features.

천음속 유동장의 경우, 유동이 블레이드의 허브 영역에서는 아음속으로 팁부분에서는 초음속으로 유입됨으로써 전체 유동장내에 아음속과 초음속이 공존하게 됨으로써 매우 복잡한 유동현상을 지니게 된다.

80년대 중반까지 가스터빈 엔진의 설계는 주로 실험적인 방법에 의존하였으나 재설계에 따른 개발비용의 증가로 인해 점차 전산유체역학이 새로운 설계시스템으로서 대두되어 비약적인 발전을 이루게 되었다.

2차원 점성유동해석의 경우 Rai와 Madavan<sup>(1)</sup>은 회전익과 고정익의 상호작용에 대해 규명하였으며 Arnone과 Swanson<sup>(2)</sup>은 다중격자와 Runge-Kutta 기법으로 천음속 유동을 수치해석하였다. 익렬유동에 관한 3차원 해석은 Hah<sup>(3)</sup>가  $k-\epsilon$  난류모델을 사용하여 3차원 저음속 익렬유동장에 적용한 이후 활발히 진행되고 있다. McNally와 Sockol<sup>(4)</sup>은 비점성과 점성해법으로 분류하여 80년대 중반까지의 터보기계에 대한 수치해석을 광범위하게 요약하였으며, Sieverding<sup>(5)</sup>은 터빈 익렬에서의 2차 유동구조를 검토하였다. Adamczyk 등<sup>(6)</sup>은 익단간극유동을 수치계산해 틱 와류가 성능에 미치는 영향을

고찰하였다.

본 연구에서 계산되는 모델인 NASA rotor 67 천음속 팬(fan)은 NASA Lewis 연구소에서 설계되고 실험측정된 것으로서 전체적인 효율이 약 90%에 달하며 매우 복잡한 유동구조를 가지고 있다고 알려져 있다. 이 모델에 대한 실험은 Strazisar,<sup>(7)</sup> Fottner,<sup>(8)</sup> Strazisar 등<sup>(9)</sup>에 의해 행해졌으며 특히, Pierzga와 Wood<sup>(10)</sup>는 설계점을 포함하여 최고유량점, 최고효율점, 실속점 등 광범위한 운전조건에서의 실험데이터를 제공하였다. 이 모델에 대한 3차원 점성 수치계산은 Hah와 Reid,<sup>(11)</sup> Rhie 등,<sup>(12)</sup> Arnone<sup>(13)</sup>을 비롯해 많은 연구자들에 의해 수행되었으며 Jennions와 Turner<sup>(14)</sup>는 그 외에도 여러 모델에 대해 수치해석을 수행해 비교하였다. 국내에서도 조강래 등<sup>(15)</sup>이 터보 회전차내의 정상 비점성 준3차원 유동해석을 수행한 이후 많은 연구가 수행되고 있으나 비정상 점성 3차원 유동해석은 90년대 이후부터 행해졌으며 대부분이 선형터빈익렬(linear turbine cascade)의 유동해석에 국한되었다.

본 연구의 목적은 축류 가스터빈 엔진의 팬, 압축기, 터빈에서의 3차원, 압축성, 비정상, 점성, 난류유동에 일반적으로 적용되어 정확한 정량적 해석을 가능케 하는 유한차분 프로그램을 개발하여 NASA rotor 67 천음속 팬의 유동을 수치해석함에 있다.

## 2. 지배방정식과 경계조건

### 2.1 지배방정식

일반 곡면좌표계에서 회전하는 팬 블레이드에 대한 3차원 비정상 레이놀즈 평균(Reynolds averaged) Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다.

$$\partial_t \bar{Q} + \partial_x \bar{F} + \partial_y \bar{G} + \partial_z \bar{H} = \partial_x \bar{F}_v + \partial_y \bar{G}_v + \partial_z \bar{H}_v + I \quad (1)$$

좌변의 벡터  $\bar{Q}$  는 보존되는 종속변수들, 즉 구하고자 하는 변수들이며  $\bar{F}$ ,  $\bar{G}$ ,  $\bar{H}$  는 대류항으로서 다음과 같이 표시된다.

$$\bar{Q} = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \bar{F} = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ \rho w U + \xi_z p \\ \rho h U - \xi_t p \end{bmatrix}$$

$$\hat{G} = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho uV + \eta_x \phi \\ \rho vV + \eta_y \phi \\ \rho wV + \eta_z \phi \\ \rho hV - \zeta_t \phi \end{bmatrix}, \quad \hat{H} = J^{-1} \begin{bmatrix} \rho W \\ \rho uW + \zeta_x \phi \\ \rho vW + \zeta_y \phi \\ \rho wW + \zeta_z \phi \\ \rho hW - \zeta_t \phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

이때,  $\xi_x, \xi_y, \xi_z, \xi_t$  등은 좌표변환 매트릭스(metrics)이며 식 (1)에서 블레이드의 회전효과에 의해 생성되는 생성함  $I$ 는 다음과 같다.

$$I = J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho \Omega w \\ -\rho \Omega v \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

또한, 식 (1)의 우변의 점성유동항은 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{aligned} \hat{F}_v &= J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} + \xi_z \tau_{xz} \\ \xi_x \tau_{yx} + \xi_y \tau_{yy} + \xi_z \tau_{yz} \\ \xi_x \tau_{zx} + \xi_y \tau_{zy} + \xi_z \tau_{zz} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y + \xi_z \beta_z \end{bmatrix}, \\ \hat{G}_v &= J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} + \eta_z \tau_{xz} \\ \eta_x \tau_{yx} + \eta_y \tau_{yy} + \eta_z \tau_{yz} \\ \eta_x \tau_{zx} + \eta_y \tau_{zy} + \eta_z \tau_{zz} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y + \eta_z \beta_z \end{bmatrix}, \\ \hat{H}_v &= J^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_x \tau_{xx} + \zeta_y \tau_{xy} + \zeta_z \tau_{xz} \\ \zeta_x \tau_{yx} + \zeta_y \tau_{yy} + \zeta_z \tau_{yz} \\ \zeta_x \tau_{zx} + \zeta_y \tau_{zy} + \zeta_z \tau_{zz} \\ \zeta_x \beta_x + \zeta_y \beta_y + \zeta_z \beta_z \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

이때, Jacobi 행렬식의 역행렬은 다음과 같다.

$$J^{-1} = x_\xi y_\eta z_\zeta + x_\eta y_\zeta z_\xi + x_\zeta y_\xi z_\eta - x_\xi y_\zeta z_\eta - x_\eta y_\xi z_\zeta - x_\zeta y_\eta z_\xi \quad (5)$$

또한,  $\beta_i = u_j \tau_{ij} - q_i$ 이며 전단응력  $\tau_{ij}$ 는 층류 점성계수  $\mu$ 와 와점성계수  $\mu_t$ 와 다음의 관계식을 이룬다.

$$\tau_{ij} = (\mu + \mu_t) \left[ \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \quad (6)$$

압력은 이상기체상태 방정식으로부터 다음과 같이 표시된다.

$$p = (\gamma - 1) [e - \rho(u^2 + v^2 + w^2)/2] \quad (7)$$

난류모델로서는 일반적으로 널리 이용되는 표준  $k-\epsilon$ 모델을 벽함수(wall function)와 함께 사용하였다. 와점성계수는 난류운동에너지  $k$ 와 소산을  $\epsilon$ 으로부터 다음과 같이 정의된다.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (8)$$

$k$ 와  $\epsilon$ 에 대한 수송방정식은 다음과 같다

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k - \frac{\mu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_i}) &= \rho(P - \epsilon), \\ \frac{\partial \epsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \epsilon - \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i}) &= \rho \frac{\epsilon}{k} (C_{\epsilon 1} P - C_{\epsilon 2} \epsilon) \end{aligned} \quad (9)$$

이때,  $P$ 는 난류운동에너지의 생성률을 나타내며 식 (8)과 (9)에 나타나는 상수는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} C_\mu &= 0.09, \quad C_{\epsilon 1} = 1.44, \quad C_{\epsilon 2} = 1.92, \\ \sigma_k &= 1.0, \quad \sigma_\epsilon = 1.3 \end{aligned} \quad (10)$$

### 2.2 경계조건

익렬유동에는 입구, 출구, 벽면 및 주기경계면이 존재한다. Fig. 2는 이러한 경계면을 보여주고 있으며 각 경계면에서의 조건은 다음과 같다.

(1) 입구경계면에서 유입속도는 일정하다고 가정하였다.

(2) 출구경계면에서는 축방향구배가 일정하다는 조건을 도입하여 내부 격자점에서 외삽하여 변수들을 결정하였다. 이때, 허브면에서의 정압을 지정함으로써 평행방정식을 이용해 스펀방향으로의 정압분포를 결정하였다.

(3) 허브, 블레이드면, 익단면 및 익단쪽 끝벽과 같은 벽면에서는 점착조건을 주었고 온도에 대해서는 단열조건을 사용하였다.

(4) 주기경계면은 계산영역이 팬의 블레이드 사이의 구간만으로 설정함에 따라 생겨나는 경계면으로서 이들 면에서 물리적인 양들이 주기적으로 반복되므로 두 면 사이에 조건이 같다는 주기조건을 적용하였다. 주기경계면은 입구경계면에서 익렬선단(leading edge)까지와 익렬끝단(trailing edge)에서 출구경계면까지이다.

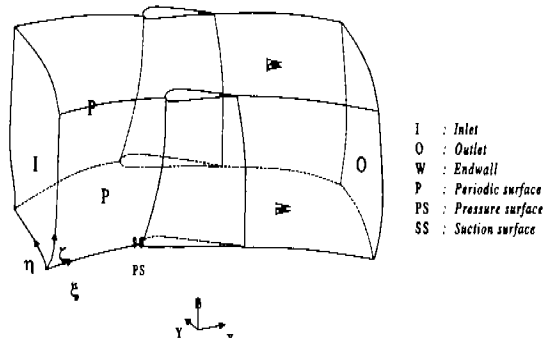


Fig. 2 Coordinate system and boundary surfaces in the physical domain.

### 3. 수치해석방법

#### 3.1 수치기법

본 연구에서 개발한 프로그램은 Ko와 McCroskey<sup>(16)</sup>에 의해 진동하는 날개의 동실속 현상의 수치해석에 이용된 프로그램을 가스터빈 엔진의 내부유동에 적용하기 위해 수정한 것으로서 블레이드의 회전 따른 상대가속도에 의한 새로운 항을 첨가하고,  $k-\epsilon$  난류모델을 벽함수와 함께 사용할 수 있도록 하였으며 기존의 외부유동에 대한 경계조건을 축류 터보기계내의 3차원 유동에 대한 경계조건으로 대체하였다.

지배방정식의 좌변의 비점성항은 Roe<sup>(17)</sup>의 풍상차분법(upwind-biased flux-difference splitting scheme)을 사용하여 외재적으로 도입되는 소멸항의 사용을 피하였고 우변의 점성항은 중심차분법을 사용하였다. 시간적분에는 Jameson과 Yoon<sup>(18)</sup>의 LU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss Seidel)의 내재적(implicit)인 방법을 사용해 완전한 Navier-Stokes 방정식의 해를 구하였으며, 국소적으로 가변되는 시간간격을 사용해 정상상태로의 수렴을 가속시키는 국소시간간격을 사용하였다.

LU-SGS는 인수분해되지 않은 내재적 행렬에 근사 LDU 인수분해(lower-diagonal-upper factorization)를 적용시키는 방법을 직접적으로 수정한 것으로서 대칭적인 Gauss-Seidel 완화(relaxation)로 간주할 수 있다. LDU 인수분해는 행렬의 대각원소가 항상 Jacobi 행렬식의 절대값을 갖기 때문에 LU 인수분해보다 안정성이 뛰어나다고 평가되고 있다.

본 연구에서 사용된 계산코드는 유한 차분법에 근분을 두고 있으나 좌표변환에 따르는 메트릭스(metrics)를 구할 때는 일종의 유한 체적법을 사용하고 있다. 유한 체적법의 주된 장점은 시간과 공간적으로 메트릭스를 정확하게 계산할 수 있고 자유류를 올바르게 포착할 수 있다는 것이다. 기본 유한 차분법과 접목시키기 위해 공간 메트릭스는 격자점에서 계산되었으며 시간 메트릭스는 유한 차분법과 같은 방법으로 계산되어졌다.

#### 3.2 격자구성

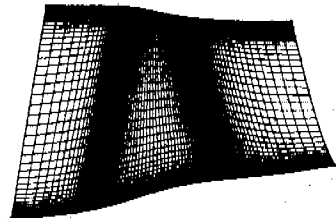
터보기계의 익형은 기하학적 형상이 복잡하고 내부 유동장이 고속이므로 3차원 점성 익형 유동 해석시 총해석시간의 70~90%가 원하는 격자점을

형성하는데 소요되며 유동해석결과는 격자구조, 격자수 등에 영향을 받는다. 따라서 터빈익형 내의 유동은 익형형상의 비직교성과 복잡한 유동특성으로 인해 수치해석에 필요한 계산격자의 적절한 배치가 중요한 관건이 된다.

익형의 점성유동해석에는 주로 C형이나 H형의 격자를 사용하는데 C형 격자는 선단부분에서는 좋은 격자를 생성할 수 있으나 앞전에서 멀어질수록 찌그러짐이 심하게 되므로 본 연구에서는 이러한 단점이 없이 벽면에 격자를 밀집시킬 수 있고 주기조건을 적용하기 쉬운 H형의 격자를 사용하였다.



(a) NASA rotor 67 transonic fan



(b) Grid in the meridional plane



(c) Grid at 30% span

Fig. 3 Computational grids (137×50×49).

본 연구에서 사용된 계산격자를 Fig. 3에 나타내었다. (a)는 총 22개의 블레이드 중 3개의 블레이드와 유동통로를 통해 전체적인 형상을 개략적으로 나타낸 것이며 (b)는 자오면상에서 계산격자를

바라본 것으로서 허브면의 경우 입구에서 선단까지의 거리는 허브의 축방향코드의 0.7배, 끝단에서 출구경계면까지는 1배이다. 또한 익단폭벽의 경우는 각각 1.5배, 2배이다. (c)는 팁에서 30% 스패닝치에 있는 격자형태이다. 이때, 블레이드의 선단과 끝단부분에 조절함수(stretching function)을 사용하여 격자를 밀집시킴으로써 충격파를 포착하고 선단에서의 오차가 후류로 전달됨을 최소화하도록 하였다.

격자수는 유동방향으로 137개, 스패방향으로 50개, 피치방향으로 49개이며 65개의 격자점을 익형의 압력면과 흡입면에 분포시켰다. 벽면에서 첫 번째 격자점은 표준  $k-\epsilon$  모델을 사용하기 위해  $y^+$ 가 30-100이 되도록 위치시켰다. 즉, 블레이드와 블레이드 사이의 첫 번째 격자점은 허브에서의 축방향 익현길이의  $2 \times 10^{-3}$ 배가 되는 지점에, 스패방향으로는  $5 \times 10^{-3}$ 배가 되는 지점에 위치시켰다.

#### 4. 결과 및 고찰

NASA rotor 67 천음속 팬의 형상은 새로이 개발되는 프로그램의 검증용으로 1990년에 AGARD 시험케이스로 제안<sup>(8)</sup>된 것으로서 각 블레이드는 허브에서 팁까지 크게 뒤뚱려 있으며 모두 22개의 블레이드가 팬을 구성한다. 중횡비(aspect ratio)는 1.56이며 솔리디티(solidity)는 3.11(허브)에서 1.29(팁)까지 변하고 설계 압력비 및 단열 효율은 각각 1.629, 0.896이다. 익단간극은 0.001016m이다. 설계점에서의 익단 속도 428.9m/s에서의 입구축 상대마하수는 1.38이며, 유동량은 33.25kg/s이다. 최고 효율점과 실속점에서의 무차원 유동량은 각각 0.989, 0.924이다. Pierzga와 Wood<sup>(10)</sup>는 설계점을 포함하여 최고유량점, 최고효율점, 실속점 등 광범위한 운전조건에서의 실험데이터를 제공했으며 본 계산과의 비교에 이용되었다.

Fig. 4는 자오면상에서의 블레이드의 위치 및 상대마하수를 보여줄 스패의 위치를 나타낸 것으로서 본 연구에서는 10%, 30%, 70% 스패에서의 상대마하수의 수치해석값을 실험과 비교분석하였다.

이그립에서 허브면만을 살펴보면 -8.5cm에서 14.5cm까지가 실제계산영역이며 위치1(Aero Station 1)과 위치2(Aero Station 2)로 표시된 단열 효율을 계산할 입구축과 출구축은 -4.5cm와 9cm에 위치해 있음을 나타내고 있다.

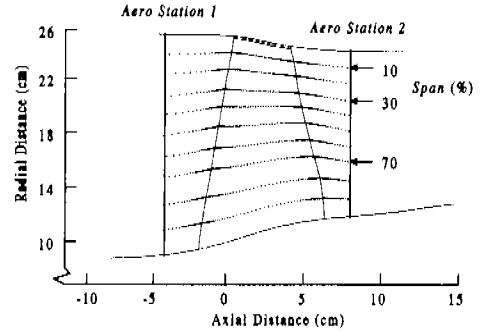


Fig. 4 Meridional view of NASA rotor 67 showing aerodynamic survey locations.

Cray-C90에서 본 수치해석에 사용된 총격자점수는 335650개이며 사용메모리는 120MBytes, 1 스텝 당 계산시간은 28.75초로서 1000 cycles를 계산하는데 약 8시간의 계산시간을 필요로 하였다.

Fig. 5는 최고효율점과 실속점에서 계산한 단열 효율을 실험치와 비교한 것이다. 중축은 초크유량(34.96kg/s)으로 무차원화된 질량유량값으로서 실속점(0.924)에서는 89%, 최고효율점(0.989)에서는 91%의 단열효율을 나타내고 있다. 무차원 질량유량을 실속점보다 낮추게 되면 실속이 나타나게 되어 정상상태해를 얻을 수 없게 된다.

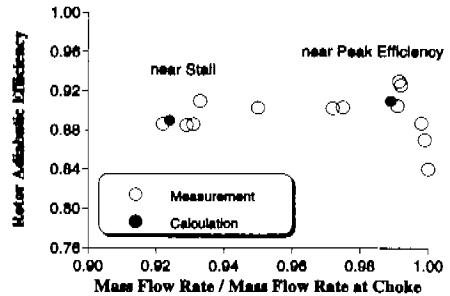


Fig. 5 NASA rotor 67 performance.

이때의 효율계산에서 팁에서 허브까지 반경방향으로 계산한 전은 및 전압분포는 환형(annulus)을 통과하는 질량평균값이다. 입구축과 출구축의 전은 및 전압분포를 계산한 후 단열효율은 다음과 같은 식에 의해 구할 수 있으며, 실험에서는 9개의 팁에서 허브까지의 반경방향위치(NR)를 사용하였다.

$$\frac{\bar{P}_b}{P_0} = \left[ \frac{\sum_{a=1}^{NR} \left( \frac{P_{b,a}}{P_0} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \rho_{b,a} (V_x)_{b,a} (\Delta A_{an})_{b,a}}{\sum_{a=1}^{NR} \rho_{b,a} (V_x)_{b,a} (\Delta A_{an})_{b,a}} \right]^{\gamma/(\gamma-1)}$$

$$\bar{T}_b = \frac{\sum_{a=1}^{NR} T_{b,a} \rho_{b,a} (V_x)_{b,a} (\Delta A_{an})_{b,a}}{\sum_{a=1}^{NR} \rho_{b,a} (V_x)_{b,a} (\Delta A_{an})_{b,a}}$$

$$\eta_{ad} = \frac{\left( \frac{\bar{P}_b}{P_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} - 1}{\frac{\bar{T}_2}{T_1} - 1} \quad (10)$$

Fig. 6과 7은 본 연구에서 수행한 계산결과와 정확도를 검증하기 위해 유동장의 하류에 있는 출구축의 9개의 스펜방향위치에 따른 유동값의 분포를 실험치와 비교한 것이다.

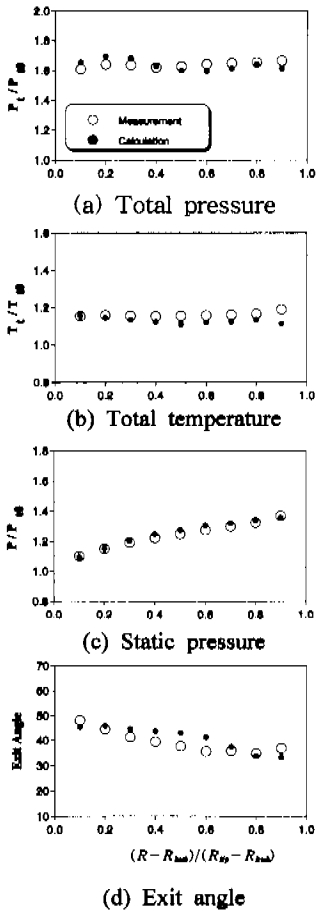


Fig. 6 Measured and computed exit survey data near peak efficiency.

Fig. 6의 (a), (b), (c), (d)는 각각 최고효율점에서 출구축의 전압, 전온, 정압 및 유동각을 나타낸 것이며, Fig. 7은 실속점에서의 유동값이다. 두 조건 모두 정압의 경우에는 매우 잘 일치하고 나머지 세 유동값의 경우에는 블레이드 내부유동장에서 형성되는 충격파의 영향이 후류로 전달됨으로써 약간의 오차를 발생시키는 것을 볼 수 있으나 이러한 경향은 Jennions와 Turner<sup>(14)</sup>를 비롯한 다른 수치해석결과들과는 일치하는 경향이다.

NASA rotor 67 천음속 팬에서의 유동 구조는 충격파와 경계층간의 상호작용, 익단간극유동, 와류의 감김을 수반한 3차원 박리와 같은 효과에 의해 결정된다. 따라서 이러한 유동특성을 살펴기 위해 블레이드 사이에서와 자오면 상에서의 상대적 인 유동값을 분석함으로써 그 구조를 파악하였다.

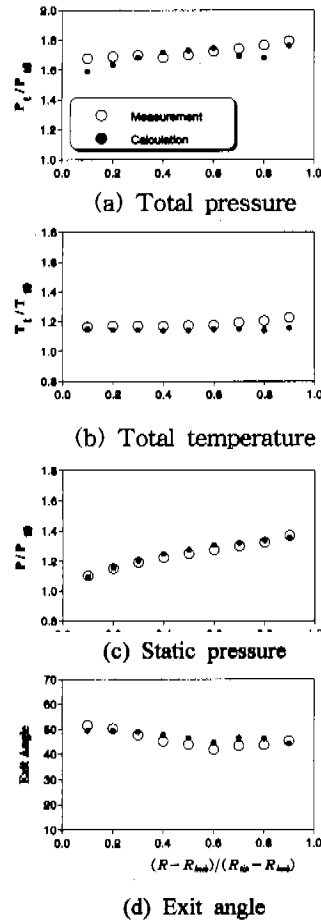
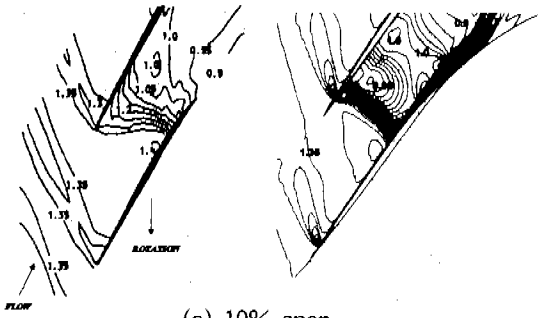
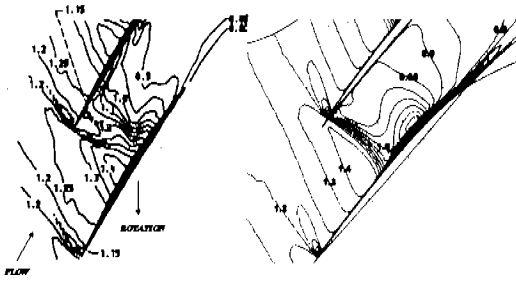


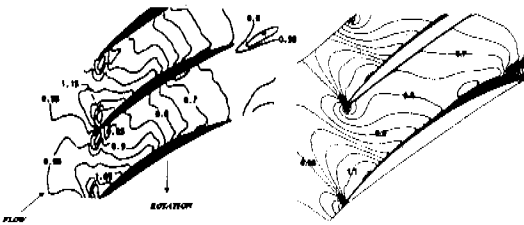
Fig. 7 Measured and computed exit survey data near stall.



(a) 10% span

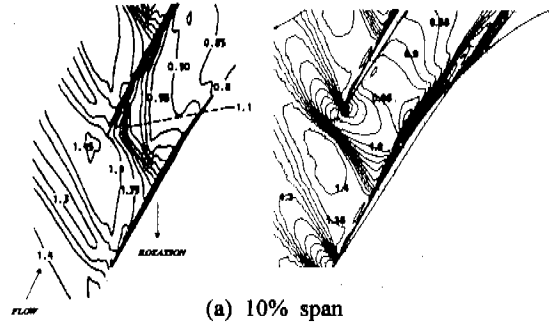


(b) 30% span

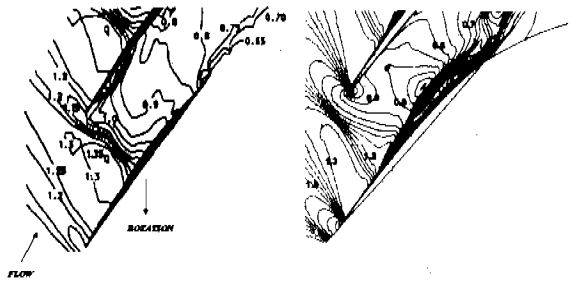


(c) 70% span

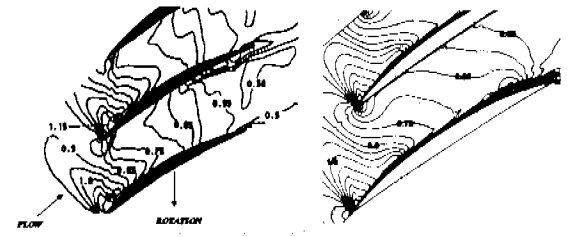
Fig. 8 Measured(left) and computed(right) relative Mach number contours near peak efficiency.



(a) 10% span



(b) 30% span



(c) 70% span

Fig. 9 Measured(left) and computed(right) relative Mach number contours near stall.

Fig. 8과 9는 10%, 30%, 70% 스펠에서 블레이드 사이에서의 상대마하수를 최고효율점과 실속점에서 보여주는 것으로서 각 그림의 좌측이 실험값이며 우측이 계산결과를 나타낸다.

이 그림들에서 좌측의 실험값은 유동과 함께 움직이는 입자의 속도를 레이저 속도계로 측정하여 얻어진 값으로서 유동이 충격파를 통과할 때 입자의 용담은 실제 유동보다 지연되어 반응하게 되므로 입자는 유동만큼 빨리 감속하지 않게 된다. 따라서 레이저 속도계로 측정된 충격파의 시작위치

는 올바르게 포착됐지만 충격파 그 자체는 약간 회미해졌으리라 생각된다. 따라서 Fig. 8(a)와 Fig. 9(a)와 같이 수치해석결과 나타난 충격파의 위치가 보다 선명한 것을 관찰할 수 있다.

Fig. 8의 (a)는 팁에서 10% 스펠지점에서의 상대마하수 분포로서 블레이드 전방에서의 유입유동이 초음속이므로 블레이드 내부에서 통과충격파 (passage shock)가 발생하게 되며 이 충격파에 의해 박리현상이 일어나게 된다. (b)의 30% 스펠에서는 이러한 충격파가 전방으로 이동하고 있으나

여전히 블레이드 내부에 존재하고 있음을 살펴볼 수 있고, (c)의 70% 스패에서는 충격파가 존재하지 않으며 상대마하수 곡선이 물결무늬와 같이 복잡하게 형성되고 있는데 이것은 이차유동장에 의한 결과로 해석되며 이 지점에서의 유동박리는 충격파에 의한 영향이라기 보다는 역압력 구배에 기인한 것이다. Fig. 9의 (a)와 (b)를 살펴보면 최고 효율점에서 두 블레이드의 사이에 존재했던 충격파가 실속점에서는 블레이드 바깥으로 이동해 있음을 관찰할 수 있으며, (c)는 최고 효율점과 유사한 유동장을 형성하고 있음을 볼 수 있다.

블레이드 사이에 형성되는 통로충격파는 약 60% 스패까지 관찰할 수 있는데 이러한 충격파는 두 유동조건 모두의 경우에 블레이드의 흡입면에 경계층의 박리현상을 야기하게 되고 유동의 박리는 블레이드 표면에 한정되어 있으며 뒷전에서 가까운 곳에 위치하게 된다.

Fig. 10은 블레이드의 흡입면근방에서의 상대마하수를 자오면상에서 나타낸 것이다. 앞에서 설명한 바와 같이 최고효율점인 (a)에서의 충격파의 위치가 실속점 (b)에서 전방으로 이동하고 있음을 살펴볼 수 있다. 이러한 충격파 직후 야기되는 박리현상을 따라 반경방향의 유동(radial flow)이 발생하게 되는데 이러한 반경방향의 유동을 최소화하는 것이

다단 익렬설계의 중요한 축점이 된다.

익렬의 통로내부를 통과하여 유출되는 유동형태를 보면 익 끝단근처에서 축방향속도가 갑자기 감소하는 부분인 후류(wake flow)가 존재한다. 후류는 익표면에서 성장하는 점성 경계층의 영향과 유동박리로부터의 영향 및 회전차통로의 유선곡률과 회전의 영향 등으로 비대칭성을 지니게 된다. 이러한 후류는 여러가지 요인이 복합적으로 작용하여 하류익렬이 존재할 경우 상당한 손실을 야기시키며 익성능의 저하, 유동변동, 압력변동 및 소음의 원인이 된다. Fig. 11과 12는 이러한 후류의 전개 과정을 탑으로부터 30%스팬위치에 대해 보여주는 것으로서, (a)는 블레이드 내부를 통과하여 축방향 코드의 117%인 지점(6.197cm)과 136%인 지점(7.268cm)에 위치한 하류에서의 마하수를 나타내고 있다. Fig. 11과 12를 비교해보면 두 조건 모두 하류로 진행함에 따라 후류의 영향이 감소되는 것을 살펴볼 수 있으나 최고효율점에 비해 실속점에서 후류의 감소가 더 느리게 진행됨을 볼 수 있다. 이것은 실속점에서 더 높은 유출각을 가지므로 그로 인해 블레이드 표면에서의 유동구조가 달라지기 때문이다. 두 조건 모두의 경우 실험값에 비해 다소 낮은 계산결과를 보여주고 있으나 그 경향은 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다.

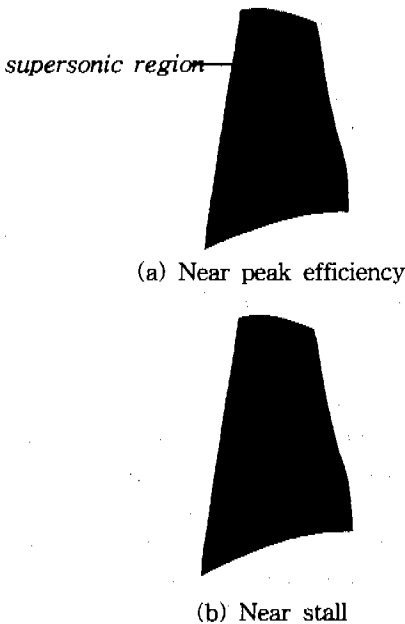


Fig. 10 Computed contours of relative Mach number on suction surface.

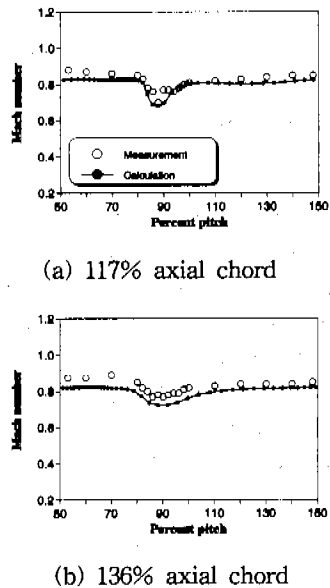
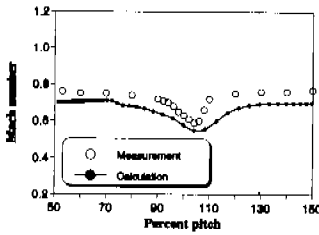
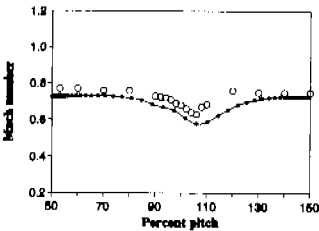


Fig. 11 Wake development near peak efficiency (30% span).





(a) 117% axial chord



(b) 136% axial chord

Fig. 12 Wake development near stall (30% span).

5. 결 론

본 연구에서는 축류 가스터빈 엔진의 팬, 압축기, 터빈에서의 3차원 유동해석을 위해 Reynolds 평균 Navier-Stokes 방정식을 이용한 유한차분 프로그램을 개발하고 이를 NASA rotor 67 천음속 팬에 적용해 그 유동장을 해석하였다. 유동조건이 최고효율점인 경우와 실속점인 경우에 대해 출구 측에서의 정압, 전압, 전온 및 유동각을 예측하였으며, 블레이드면과 스펜면에 대해 상대마하수의 분포를 이용하여 충격파의 위치를 포착하였다.

이러한 수치해석결과 천음속 팬의 유동장내에서 충격파와 경계층간의 상호작용에 의해 큰 유동의 박리현상이 관찰되었으며 이러한 박리현상은 약 60% 스펜이상에서 존재하고, 그 이하에서는 역압력구배가 박리현상의 주 원인으로 작용함을 알 수 있었다. 또한 유동의 박리영역내에서는 뒷쪽을 향하는 강한 반경방향의 유동이 존재함을 확인할 수 있었으며 실험과 잘 일치하는 결과를 보였다.

후 기

본 연구는 1996년도 교육부 학술연구조성비 (기계공학: ME96-B-11)에 의하여 이루어졌으며 지원

에 감사할 드린다.

참고문헌

- (1) Rai, M. M., and Madavan, N. K., 1990, "Multi-Airfoil Navier-Stokes Simulations of Turbine Rotor-Stator Interaction," *ASME J. of Turbo-machinery*, Vol. 112, pp. 377~384.
- (2) Arnone, A., and Swanson, R. C., 1993, "A Navier-Stokes Solver for Turbomachinery Applications," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 115, pp. 305~313.
- (3) Hah, C., 1984, "A Navier-Stokes Analysis of Three-Dimensional Turbulent Flows Inside Turbine Blade Rows at Design and Off-Design Conditions," *ASME J. of Eng. for Gas Turbines and Power*, Vol. 106, pp. 421~429.
- (4) McNally, W. D., and Sockol, P. M., 1985, "REVIEW-Computational Methods for Internal Flows with Emphasis on Turbomachinery," *ASME J. of Fluids Eng.*, Vol. 107, pp. 6~22.
- (5) Sieverding, C. H., 1985, "Recent Progress in the Understanding of Basic Aspects of Secondary Flows in Turbine Blade Passages," *ASME J. of Eng. for Gas Turbines and Power*, Vol. 107, pp. 248~257.
- (6) Adamczyk, J. J., Celestina, M. L., and Greitzer, E. M., 1993, "The Role of Tip Clearance in High-Speed Fan Stall," *ASME J. of Turbo-machinery*, Vol. 115, pp. 28~39.
- (7) Strazisar, A. J., 1985, "Investigation of Flow Phenomena in a Transonic Fan Rotor Using Laser Anemometry," *ASME J. of Eng. for Gas Turbines and Power*, Vol. 107, pp. 427~435.
- (8) Fottner, L., 1990, "Test Case for Computation of Internal Flows in Aero Engine Components," Propulsion and Energetic Panel Working Group 18, AGARD-AR-275.
- (9) Strazisar, A. J., Wood, J. R., Hathaway, M. D., and Suder, K. L., 1989, "Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor," NASA TP-2879.
- (10) Pierzga, M. J., and Wood, J. R., 1985,

- "Investigation of the Three-Dimensional Flow Field Within a Transonic Fan Rotor: Experiment and Analysis," *ASME J. of Eng. for Gas Turbines and Power*, Vol. 107, pp. 436~450.
- (11) Hah, C., and Reid, L., 1992, "A Viscous Flow Study of Shock-Boundary Layer Interaction, Radial Transport, and Wake Development in a Transonic Compressor," *ASME J. of Turbo-machinery*, Vol. 114, pp. 538~547.
- (12) Rhie, C. M., Zacharias, R. M., Hobbs, D. E., Sarathy, K. P., Biederman, B. P., Lejambre, C. R., and Spear, D. A., 1994, "Advanced Transonic Fan Design Procedure Based on a Navier-Stokes Method," *ASME J. of Turbo-machinery*, Vol. 116, pp. 291~297.
- (13) Arnone, A., 1994, "Viscous Analysis of Three-Dimensional Rotor Flow Using a Multigrid Method," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 116, pp. 435-445.
- (14) Jennions, I. K., and Turner, M. G., 1999, "Three-Dimensional Navier-Stokes Computations of Transonic Fan Flow Using an Explicit Flow Solver and an Implicit  $k-\epsilon$  Solver," *ASME J. of Turbomachinery*, Vol. 115, pp. 261-272.
- (15) 조강래, 방영식, 1986, "터보 회전차 내의 3차원 유동의 수치계산," 대한기계학회논문집, 제 10권, 제5호, pp. 751~757.
- (16) Ko, S. and McCroskey, W.J., 1995, "Computations of Unsteady Separating Flows Over an Oscillating Airfoil," *Advances in Turbulence Research-1995*, PP. 141~165
- (17) Roe, P.L., 1981, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," *J. Computational Physics*, Vol. 43, pp. 357~372.
- (18) Jameson, A. and Yoon, S., 1987, "Lower-Upper Implicit Schemes with Multiple Grids for the Euler Equations," *AIAA J.*, Vol. 25, pp. 929~935.