

## ◎ 논문

## 축류터빈 블레이드의 공력학적 설계를 위한 Navier-Stokes 방정식의 적용

정희택<sup>\*1</sup>, 정기섭<sup>\*2</sup>, 박준영<sup>\*3</sup>, 백제현<sup>\*4</sup>, 장범익<sup>\*2</sup>, 조수용<sup>\*1</sup>

### Application of Navier-Stokes Equations to the Aerodynamic Design of Axial-Flow Turbine Blades

H.T. Chung, K.S. Chung, J.Y. Park, J.H. Baek,  
B.I. Chang and S.Y. Cho

The design method for transonic turbine blades has been developed based on Navier-Stokes equations. The present computing process is done on the four separate steps, i.e., determination of the blade profile, generation of the computational grids, cascade flow simulation and analysis of the computed results in the sense of the aerodynamic performance. The blade shapes are designed using the cubic polynomials under the control of the design parameters. Numerical methods for the flow equations are based on Van-Leer's FVS with an upwind TVD scheme on the finite volume. In the present study, numerical simulation has been done to investigate the effects of the design parameters on the aerodynamic performance of the axial-flow turbine blades. Applications are made to the VKI transonic rotor blades. Computed results are analyzed with respect to four parameters and compared with the experimental data.

**Key Words:** Navier-Stokes 방정식(Navier-Stokes Equation), 축류터빈(Axial-Flow Turbine), 공력 성능(Aerodynamic Performance), 블레이드(Blades), 설계변수(Design Parameter)

### 1. 서 론

터보기계 블레이드의 공력설계에서 최종 목표는, 주어진 제약조건 및 운전 요구사항에서 최적의 형상을 결정하는 것이다. 현재 제작사에서 사용하는 설계 방법은, 자체에서 보유한 데이터

베이스를 이용하여 초기설계를 하고, 풍동 등의 실험을 통하여 최종 형상을 결정한다. 이러한 방법은 고가의 성능 설비가 필요하고 시간이 많이 소요된다는 단점이 있다.

최근에는 전산기의 계산 능력이 급속히 향상되고, 수치기법이 고도화됨에 따라, 예전에 실험과 경험에 의존했던 터보기계 내부의 복잡한 유동장 해석과 성능 검정이 전산기를 이용한 수치적 예측이 가능하게 되었다. 블레이드의 재설계와 공력학적 성능 해석에 Navier-Stokes 방정식 기법을 적용하는 연구가 활발히 진행되고 있다. Rhie[1]는 자체개발한 단축류터보기계 유동장 해석코드 (NASATAR code)를 이용하여 항공기용 가스터빈 엔진의 팬의 재설계에 적용하였고,

\* 2003년 8월 12일 접수

\*1 정희원, 경상대학교 항공기부품기술연구소

\*2 경상대학교 대학원 기계항공공학부

\*3 한국기계연구원 열유체시스템연구부

\*4 정희원, 포항공과대학교 기계공학과

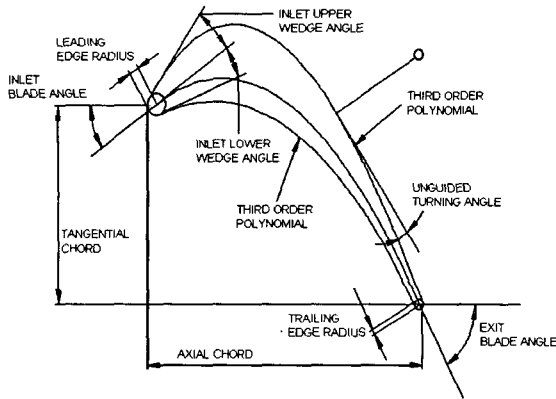


Fig. 1 Independent design parameters for blade profile

Korakiantis[2]는 천음속 축류터빈의 블레이드 형상 재설계의 검토에 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. Chung과 Lee[3]는 NASA에서 개발된 준3차원 Navier-Stokes 코드와 상용 최적화 프로그램을 사용하여 기존에 제작된 천음속 축류압축기의 동역 형상을 재설계하였다.

본 연구의 목적은, Navier-Stokes 방정식 기법을 이용하여 축류터빈 블레이드의 형상설계에 적용하는 것이다. 2차원 압축성 Navier-Stokes 코드는 압축성 Navier-Stokes 방정식을 유한체적법에 적용하였으며, 난류 유동을 위해 Baldwin-Lomax[4]의 난류대수 모델을 사용하였다. 지배 방정식은 비점성의 플럭스에 대한 풍상차분적 TVD기법(Upwind TVD Scheme)인 Van Leer의 FVS(Flux Vector Splitting)기법[5]을 사용하였고, 고차의 공간정확도를 위해 MUSCL(Motone Upstream Centered Scheme for Conservation Law)기법을 이용하였다. 시간적분법은 세 점 내재적 오일러 기법(3-Point Euler Implicit Scheme)을 사용하였다. 이 코드를 이용하여 블레이드 설계 변수에 의한 공력학적 성능 특성을 분석하고 설계 적용의 타당성을 검토한 후, 피치-코드비, 잇갈림각, 목-피치 비, 끝단 반경 4가지 설계 변수에 의한 공력학적 성능 특성을 분석하였다.

## 2. 이 론

### 2.1 설계 변수 및 형상 결정

축류터빈 블레이드의 형상을 결정하는 방법으로는, 1)블레이드의 캠버에 두께를 분포하는법,

Table 1 Summary of design parameters for blade profile

No	Description	Symbol
01	Airfoil Radius	R
02	Axial chord	$c_x$
03	Tangential chord	$c_t$
04	Unguided turning angle	$\eta$
05	Inlet Blade Angle	$\beta_{in}$
06	Exit Blade Angle	$\beta_{out}$
07	Number of Blade	N
08	Inlet upper wedge angle	$\epsilon_{uin}$
09	Inlet lower wedge angle	$\epsilon_{lin}$
10	Exit wedge angle	$\epsilon_{out}$
11	Leading edge radius	$R_{LE}$
12	Trailing edge radius	$R_{TE}$
13	Throat	o

2)Joukowski transformation, 3)속도분포를 만족하는 형상 도출법, 4)다중 다항식법 등이 주로 사용된다. 본 연구에서는, 불필요한 입력 데이터를 줄이고, 일반적으로 적용할 수 있는 충분한 형상 결정 자유도를 갖는 방법을 기본 법칙으로 채택하였다.[6]

일정 반경으로 이루어진 원통상의 블레이드 익렬을 정의하기 위해서는 Fig. 1과 같이 11개의 형상변수가 요구된다. 형상을 결정하기 위한 기본적인 설계변수는, Table 1과 같이, 입출구의 유동각, 블레이드 개수, 반경, 축방향 및 접선 방향의 코드 길이, 잇갈림각 등이다. 선단 및 끝단의 반경, 입출구의 웨지각, unguided turning 각 등에 의해 블레이드 표면의 형상이 변한다. 이러한 11개의 독립된 형상변수는 5점의 위치와 기울기로 대치된다. 이 정보를 이용하여, 블레이드의 형상화 구간을 선단 및 끝단 부근의 2개의 원, 가압면 및 부압면의 3차 다항식으로 구성할 수 있다.[6]

본 연구에서는 이러한 형상변수와 곡선식을 프로그램화하여, 설계조건과 기존의 형상데이터를 이용하여 블레이드의 최종 형상을 결정하였다.

### 2.2 익렬 유동장 해석

#### 2.2.1 지배 방정식

외부력과 열원이 없는 2차원 직교좌표계에 대한 무차원 압축성 Navier-Stokes 방정식은 다음의 식(1)와 식(2)의 보존형태로 나타내어진다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial x} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} Q &= [\rho, \rho u, \rho v, e] \\ F &= [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, u(e + p)] \\ G &= [\rho v, \rho uv + p, \rho v^2, v(e + p)] \\ F_v &= [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - \dot{q}_x] \\ G_v &= [0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, u\tau_{yx} + v\tau_{yy} - \dot{q}_y] \end{aligned} \quad (2)$$

위 식에서  $Q$ 는 보존변수의 벡터,  $F$ 와  $G$ 는 비점성 플럭스이며,  $F_v$ ,  $G_v$ 는 점성 플럭스이다. 여기서,  $p$ 는 완전기체의 상태 방정식으로부터 아래와 같이 다른 변수들로 표현된다.

$$p = (\gamma - 1) \left[ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right] \quad (3)$$

위의 지배 방정식은 기준길이와 동의 입구에서의 자유류 값으로 무차원화 하여 일반좌표계로 변환하면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial(\hat{F} - \hat{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(\hat{G} - \hat{G}_v)}{\partial \eta} = 0 \quad (4)$$

$$\begin{aligned} Q &= (\rho, \rho u, \rho v, e) \\ \hat{F} &= (\xi_x Q + \xi_x F + \xi_y G) / J \\ \hat{G} &= (\eta_x Q + \eta_x F + \eta_y G) / J \\ \hat{F}_v &= (\xi_x F_v + \xi_y G_v) / J \\ \hat{G}_v &= (\eta_x F_v + \eta_y G_v) / J \end{aligned} \quad (5)$$

난류의 영향은 혼합길이를 기본개념으로 하는 2층 대수모델인 Baldwin-Lomax의 대수모델[4]을 적용하였다.

### 2.2.2 차분화 기법

식(4)의 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식의 차분화에는 유한체적법에 적용하였다.[7] 비점성항에 대해서는 공간차분시 유동의 방향에 따른 물리적 특성을 고려한 차분법인 CIR해법을 Euler방정식에 적용한 FVS방법을 사용하였다.

Steger와 Warming은 Euler방정식에 플러스

벡터  $F$ 를 다음과 같이 나타내었다.

$$F = A Q = \frac{\partial F}{\partial Q} Q = T \Lambda T^{-1} Q \quad (6)$$

대각행렬  $\Lambda$ 를 분할하면 아래와 같고,

$$\Lambda = \Lambda^+ + \Lambda^- \quad (7)$$

여기서,  $\Lambda^+ = (\Lambda + |\Lambda|)/2$ ,  $\Lambda^- = (\Lambda - |\Lambda|)/2$ 이며, 식(6)을 이용하여 식(7)을 다시 정리하면, 분할된 플럭스 벡터는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} F &= T \Lambda T^{-1} Q = T(\Lambda^+ + \Lambda^-) T^{-1} Q \\ &= (A^+ + A^-) Q = F^+ + F^- \end{aligned} \quad (8)$$

Steger와 Warming의 해법은 수학적으로 간단하지만 정체점이나 음속점과 같은 특성값의 부호가 변화하는 곳에서 플럭스 벡터는 기울기가 불연속적으로 변하고 이로 인해 수치계산 결과에서도 불연속적인 현상이 나타나게 된다. Van Leer는 이러한 문제점을 해결하는 방안으로서 특성값이 변하는 곳에서 기울기가 연속인 분할 플럭스 벡터를 갖는 새로운 플럭스 벡터분할법을 제안하였다. Van Leer의 플럭스 벡터 분할법은 플럭스 벡터가 마하수  $M$ 의 다항식으로 표시되고  $M$ 의 양의 값일 경우나 음의 값인 경우 서로 대칭되는 형태를 가지도록 하기 위하여 플럭스 벡터를  $(M \pm 1)/2$ 에 비례하도록 분할하는 방법이다. 또한, 고차의 공간정확도를 위해 MUSCL기법을 적용하였다. 점성 플럭스에 대해 점성의 확산이나 소멸현상에 적절한 일반적인 중심차분법을 사용하였다.

### 2.2.3 계산 격자 및 경계 조건

본 연구에서는 Fig. 2과 같은 표준형 H격자형을 선택하였다. 이러한 익렬 유동장에 적용되는 경계조건으로는, 입구조건, 출구조건, 블레이드 표면, 주기조건으로 나누어진다.

유입류인 경우, 3개의 특성값(물리조건)이 유입류 조건에서 결정되어지고 나머지 하나(자연조건)는 내부로부터 외삽된다. 유출류인 경우는 내부로부터 3개의 특성값(자연조건)이 결정되고 나머지 하나(물리조건)는 터보기계의 경우 일반적

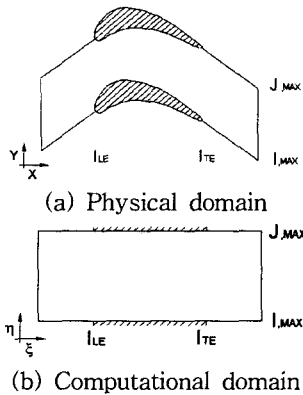


Fig. 2 Definition of flow fields for axial turbomachines

으로 출구 정압으로써 주어진다. 본 연구에서는 경계조건을 가상격자에 두며, 이 가상격자의 처리는 다음과 같은 식들을 이용하여 구하였다.

입구경계에서의 계산식들은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 R^+ &= q_n^\infty + \frac{2c^\infty}{\gamma-1} = q_n + \frac{2c}{\gamma-1} \\
 R^- &= q_n^i + \frac{2c^i}{\gamma-1} = q_n + \frac{2c}{\gamma-1} \\
 q_n &= \frac{1}{2}(R^+ + R^-) \\
 c &= \frac{\gamma-1}{4}(R^+ - R^-)
 \end{aligned}
 \tag{9}$$

출구경계에서의 계산식들은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 q_n + \frac{2c}{\gamma-1} &= q_n^i + \frac{2c^i}{\gamma-1} \\
 q_t &= q_t^i \\
 \frac{p}{\rho^\gamma} &= \frac{p^i}{\rho^{\gamma i}} \\
 p &= p_{exit}
 \end{aligned}
 \tag{10}$$

위 식들에서  $\infty$ 는 자유류에서의 값을 나타내고,  $i$ 는 내부값을 나타낸다.

블레이드 표면에서는 속도에 대해 점착조건(no-slip condition)이 사용된다. 표면에서는 플릭스 흐름이 없으므로, 압력보정식에 점착조건을 더해서 내부값으로부터 표면의 압력을 외삽하여 구한다.

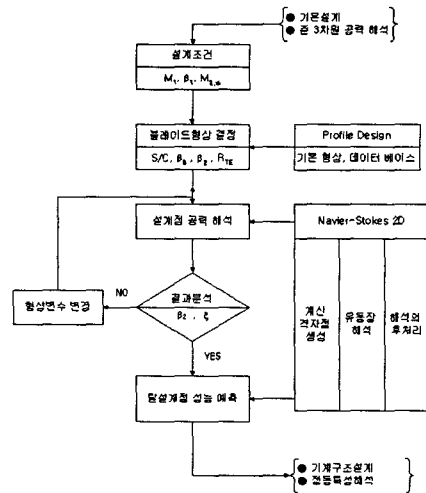


Fig. 3 Computing system for aerodynamic design of blades

$$\begin{aligned}
 &(x_\xi^2 + y_\xi^2)p_\eta \\
 &= (x_\xi x_\eta + y_\xi y_\eta)p_\xi + \rho(y_\eta u - x_\eta v)(vx_{\xi\xi} - uy_{\xi\xi})
 \end{aligned}
 \tag{11}$$

### 2.3 수치해석 절차

Navier-Stokes 방정식을 이용하여 축류터빈의 블레이드를 설계하는 과정은 Fig. 3에 나타난 바와 같이 1)기본설계와 준3차원 해석결과로부터 공력설계조건을 선정, 2)설계변수를 이용하여 블레이드의 형상 결정, 3)Navier-Stokes 코드에 의한 익렬 유동장 해석 및 4)결과의 공력 특성 분석으로 이루어진다. 출구유동각 및 손실 등이 설계요구조건을 만족하면, 탈설계점에서의 공력특성을 분석하여 블레이드의 운전가용범위를 결정하고, 정·동적 특성 분석에 의한 기계구조 설계과정으로 진행된다.

블레이드의 형상은 2.1절의 기법으로 진행되고, 익렬유동장 해석은 2.2절의 기법에 의한 수치코드로 수행된다. 블레이드의 형상과 설계조건을 이용하여 유동장 해석을 위한 계산격자점이 생성된다. Fig. 2와 같은 H-형의 계산격자점 생성 과정은, 블레이드 형상 모델링, 경계격자점 분포, 내부격자점 생성의 3단계로 구성된다. 본 연구에서는 자체 개발한 축류터보기계 전공 계산격자점 생성 코드(TGrid-AX)를 사용하였다. [8] 유동장의 수치해는 블레이드 표면압력 분포, 출구손실 등의 공력특성치 별로 후처리된다.

Table 2 Values of design parameters by reverse design for VKI blades

Design parameters	Input values	Unit
$C_x$	55	mm
$C_t$	30.04	mm
$\epsilon_{uin}$	17.45	deg
$\epsilon_{lin}$	16.5	deg
$R_{tLE}$	2.9	mm
$\beta_{in}$	30.65	deg
$\beta_{out}$	61	deg
$\eta$	2.92	deg
$R_{tTE}$	1.5	mm
pitch	40.28	mm

### 3. 적용

#### 3.1 적용 대상

본 연구에서 개발된 전산시스템의 유용성을 검증하기 위하여 천음속영역에서 운전되는 동익 블레이드인 VKI 선형 익렬에 적용하였다. 이 모델은 Kiock 등이 유럽의 4개 풍동에서 각각 실험하여 그 결과를 공동으로 발표하였다.[9] 각 풍동에 사용된 블레이드 형상과 실험 조건에 따라 그 결과에 약간의 차이를 보인다. 익렬수치해석 코드의 검증용으로 이 모델은 널리 사용되었다. 국내의 경우, 정희택과 백제현[10]은 내재적 차분화 기법과 대수적 난류 모델을 C-형의 격자계에 적용하였고, 최창호와 유정열[11]은 외재적 차분화 기법과  $k-\omega$  난류 모델을 O-형의 격자계에 적용하여 실험 결과와 비교하였다.

익렬의 기하학적인 형상조건은, 피치-코드비가 0.71, 엇갈림각이  $33.3^\circ$ , 목-피치비가  $67.8^\circ$ 이다.[9] 본 연구에서는 설계조건과 같이, 입구 유동각  $30^\circ$ , 입구 마하수 0.282, Reynolds수  $3.33 \times 10^5$ , 이상 출구 마하수 1.00을 유동조건으로 하였다. 피치-코드비, 엇갈림각, 목-피치비, 끝단 반경 등 4가지 설계변수의 관점에서 검토하였다.

#### 3.2 수치기법의 검증

2.1절의 형상설계 방법으로 모델 익형에 대하여 계산한 설계변수 값은 Table 2와 같다. 이 값

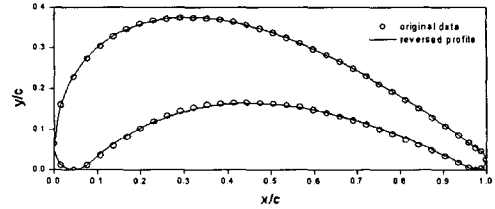


Fig. 4 Comparison of reverse designed profiles to original ones

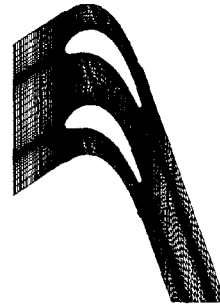


Fig. 5 Computational grids for Navier-Stokes simulations

을 사용하여 형상설계한 결과를 모델의 원래 데이터와 비교하면 Fig. 4와 같은 결과를 얻었다. 선단부근의 부압면 쪽을 제외하면 원래의 형상과 거의 같은 결과를 얻었다.

Fig. 5는 유동해석에 사용된 계산격자점의 상태를 보여주고 있다. 유동 입구는  $x/c = -1.0$ (선단점 기준)에, 출구는  $x/c = -1.5$ (끝단점 기준)에 위치하도록 경계영역을 설정하였다. 블레이드 표면에는 가압면과 부압면에 각각 140개의 격자점을 두었고, 유입류와 후류에는 유동방향으로 96개의 격자점을 분포하였다. 피치방향으로는 48개의 격자점을 경계층을 고려하여 표면밀집형으로 분포함수를 사용하였다. 전체 계산 격자점의 규모는  $NI \times NJ = 333 \times 49$  이고, 경계층 표면의 첫 번째 격자점 간격은 약  $0.2 \times 10^{-3}$  이다. 유동해석 코드의 수렴성을 밀도와 출구각의 평균값으로 표현하면 Fig. 6과 같다.

밀도 평균값은

$$\frac{\Delta \rho}{\rho_\infty} = \frac{\sum_{i=2}^{MI-1} \sum_{j=2}^{MJ-1} (\rho_{(i,j)}^{n+1} - \rho_{(i,j)}^n)}{(MI-1) \times (MJ-1)} \quad (12)$$

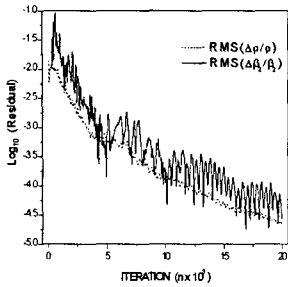


Fig. 6 Convergence histories

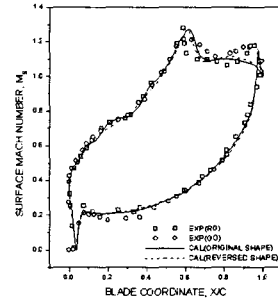
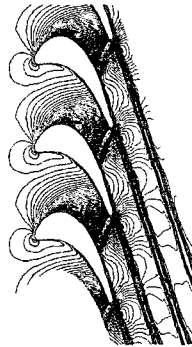


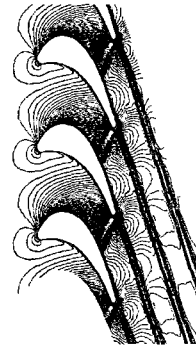
Fig. 7 Surface mach number on the reference conditions



(a) Experimental schlieren picture



(b) Numerical density contours by original shape



(c) Numerical density contours by reversed shape

Fig. 8 Flow-field characteristics on the reference conditions

이고, 출구각의 평균값은

$$\frac{\Delta\beta_2}{\beta_{2, design}}, \Delta\beta_2 = \frac{\sum_{j=2}^{MJ} (\beta_j \times \Delta l)}{\sum_{j=2}^{MJ} \Delta l} \quad (13)$$

여기서,

$$\Delta l = [\Delta x^2 + \Delta y^2]^{1/2} \quad (14)$$

이며, 20,000 번 반복 후의 평균 오차는 10<sup>-4</sup> 정도이고, 출구의 유량 보존성은 0.1% 이내였다.

Table 2의 형상변수에 의한 블레이드의 공력 특성을 블레이드 표면 하중 분포, 익렬 유동장 특성, 출구의 유동각 및 손실의 관점에서 실험 결과와 비교하면 다음과 같다.

블레이드의 압력 하중 특성은 표면 Mach수 분포로 분석할 수 있다. 실험결과에 의하면, 부압면의 유동은 익면의 60%까지 가속되고, 이후 약간 감소하여 70%부근에서 재가속된다. Fig. 7의

결과에 의하면 원형 블레이드(original shape)나 역설계된 블레이드(reversed shape)의 수치결과는 부압면 끝단 부근을 제외하면 실험결과와 잘 일치한다. 실험과 상이한 부분은 계산격자점의 구조 뿐만 아니라, 유동장 특성에도 기인한다. 익렬 내부 유동장 변화를 실험과 비교하면 Fig. 8과 같다. Fig. 7에서 예상된 바와 같이 전반적인 천음속 점성 유동 현상이 실험 결과와 유사하다.

블레이드 표면의 하중 분포와 더불어, 출구에서의 유동 수치, 즉 유동각 및 손실계수는 블레이드의 주요한 공력 특성값이다. 이 두 수치는 실험에 따라서 오차가 약간 있다. Fig. 9에는 출구에서의 평균 유동각을 출구위치에 따라 분석한 것이다. 본 수치해석 결과는 실험값 보다 약간 낮은 값을 보여준다. 손실계수(Fig. 10)의 경우 실험에 따라 더 큰 오차를 나타내지만, 본 수치결과는 평균적으로 실험값보다 약간 높게 예측되었다. 본 연구에서는 손실계수를 다음과 같이 정의하였다.

$$\xi = 1 - \left(\frac{V_2}{V_{2, is}}\right)^2 \quad (15)$$

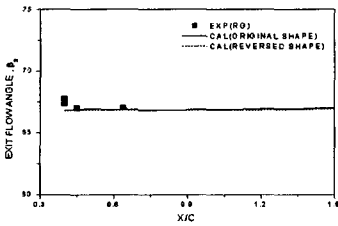


Fig. 9 Exit flow angles on the reference conditions

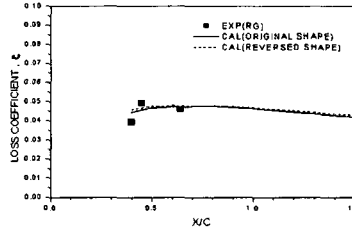


Fig. 10 Loss coefficients on the reference conditions

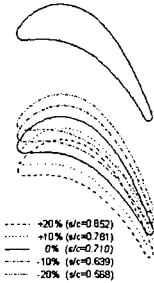
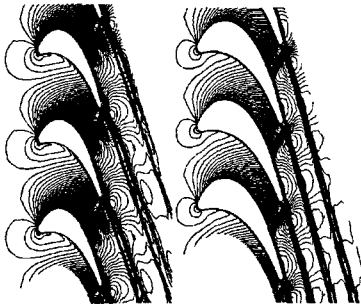


Fig. 11 Variation of blade profiles by pitch-chord ratio



(a) s/c +20 % (b) s/c -20 %

Fig. 12 Numerical density number contours

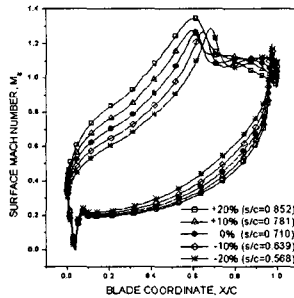


Fig. 13 Influence of pitch-chord ratio on the surface mach number

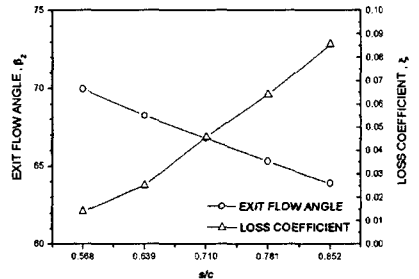


Fig. 14 Exit flow angles and loss vs. pitch-chord ratio

여기서,  $V_2$ 는 실제출구유속이다. 이상출구유속  $V_{2,is}$ 는

$$v_{2,is} = M_{2,is} \times \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \quad (16)$$

로 표현된다.

출구유동각은 손실계수와 밀접한 관계가 있다. 후류 등에 의한 경계층 유동 영향이 클수록 손실이 커지고, 유동의 굴절도 작다. 따라서, 본 유동 해석코드는 실제보다 손실을 약간 낮게 예측하는 경향을 보여준다. 난류모델 등의 개선이 요구된다.

이상의 결과에서, 약간의 오차를 보여주지만, 전반적으로 블레이드의 공력특성을 잘 예측하므로, 본 연구에서 사용한 수치기법-블레이드 형상(2.1절), 유동장 해석(2.2절)-은 정확성을 보장할 수 있다.

### 3.3 설계변수의 공력학적 특성

#### 3.3.1 피치-코드비

피치-코드비(pitch-chord ratio, s/c)는 블레이드의 길이를 결정하는 주요 변수로 터빈의 크기를 결정할 뿐만 아니라, 유동의 굴절, 손실 등에 직접적인 영향을 주는 변수 중 하나이다. 원형 블레이드의 피치-코드비인,  $s/c = 0.71$  을 기준으로 하여 변화 폭을  $\pm 20\%$  로 주었다. Fig. 11는 유동장 해석에 적용된 익렬의 형상을 도시한 것이다.

피치-코드비의 변화에 따른 익렬 내부 유동장 변화를 등밀도 분포로 나타내면 Fig. 12와 같다. Fig. 13에 나타난 바와 같이 블레이드의 표면 Mach수 분포 특성은, 피치-코드비가 줄어들수록 부압면의 속도가 증가하고 따라서 실제 압력변화도 증가한다. 블레이드의 하중이 증가하므로 유동 굴절이 많이 되어 블레이드의 공력학적 성능이 향상됨을 예측할 수 있다. 이러한 결과는 출구에서의 유동각 및 손실계수(Fig. 14)의 결과에서도 나타난다. 즉, 피치-코드비가 감소할수록 출구 유동각은 증가하고, 손실도 감소한다. 블레이드의 개수가 주어진 경우, 피치-코드비의 감소는 블레이드의 코드길이 증가하여 총 크기가

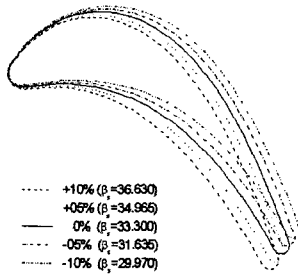


Fig. 15 Variation of blade profiles by axial chord for  $\beta_s$

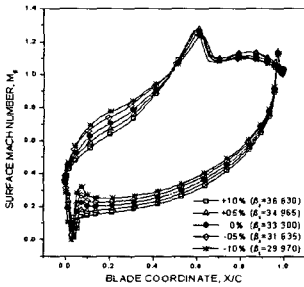


Fig. 17 Influence of axial chord for  $\beta_s$  on the surface mach number

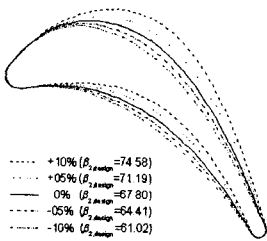
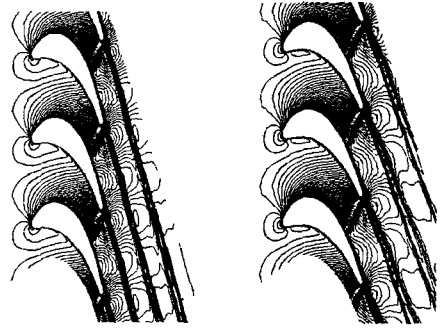


Fig. 19 Variation of blade profiles by throat length for  $\beta_{2,design}$

커지므로 구조적으로는 불리하다. 공력학적 성능 향상과 구조적 단점을 절충하는 관점에서 적절한 피치-코드비를 선정하여야 한다.

3.3.2 엇갈림각

원형 블레이드의 엇갈림각(stagger angle)은  $\beta_s = 33.3^\circ$  을 기준으로 변화 폭을  $\pm 10\%$ 로 주었다. Fig. 15에 나타난 바와 같이, 엇갈림각이 감소함에 따라 블레이드 최대 두께의 위치가 뒷전으로 이동되면서 그 크기가 증가하는 것을 알 수 있다.



(a) +10 % ( $\beta_s=36.63$ ) (b) -10 % ( $\beta_s=29.97$ )

Fig. 16 Numerical density number contours

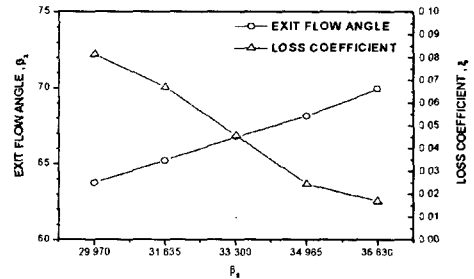
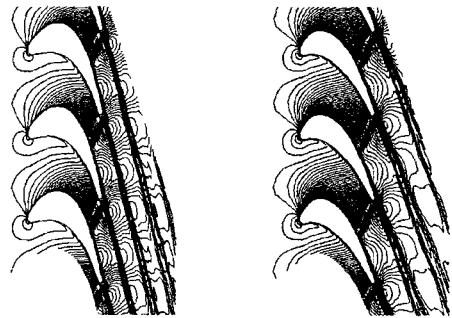


Fig. 18 Exit flow angles and loss coefficients vs. axial chord for  $\beta_s$



(a)+10%( $\beta_{2,design}=74.58$ ) (b)-10%( $\beta_{2,design}=61.02$ )

Fig. 20 Numerical density number contours

엇갈림각의 변화에 따른 익형 내부의 등밀도 분포는 Fig. 16과 같다. 블레이드 표면에서의 공력하중 특성은, Fig. 17에 나타난 바와 같이 엇갈림각이 증가할수록 부압면의 속도가 증가하고 따라서 실제 압력변화도 증가한다. Fig. 18에 나타난 바와 같이, 엇갈림각이 증가할수록 출구유동각은 증가하고, 손실은 감소한다.

엇갈림각은 블레이드 유로의 수축도, 블레이드 흡입면의 목 하류의 평균 곡률을 지배하기 때문에 블레이드 표면상의 속도 분포에 영향을 주며, Fig. 17에서 나타난 바와 같이 부압면의  $x/c =$



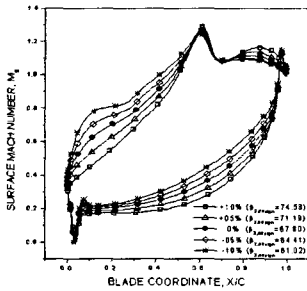


Fig. 21 Influence of throat length for  $\beta_{2,design}$  on the surface mach number

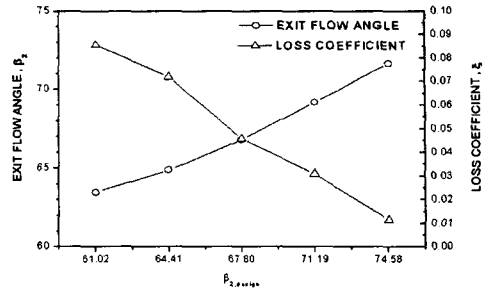


Fig. 22 Exit flow angles and loss coefficients vs. throat length for  $\beta_{2,design}$

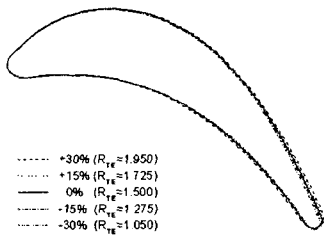
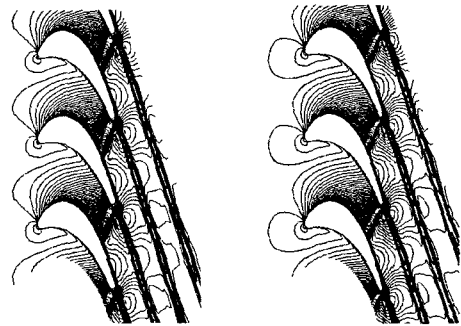


Fig. 23 Variation of blade profiles by radius of trailing edge



(a) +30 % (RTE=1.95) (b) -30 % (RTE=1.05)

Fig. 24 Numerical density number contours

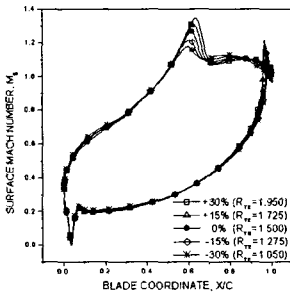


Fig. 25 Influence of trailing edge radius on the surface mach number

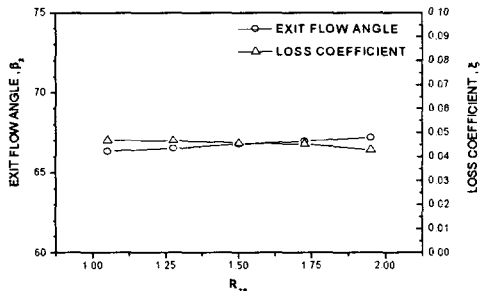


Fig. 26 Exit flow angles and loss coefficients vs. radius of trailing edge

0.1~0.4 지점에서의 속도의 차이는 블레이드 최대 두께의 위치의 변화에 의한 것으로 사료된다. 설계조건에서 요구되는 입·출구 유동각에 따라 최소의 손실을 발생하는 실험 데이터와 절충하는 관점에서 적절한 엇갈림각을 선정하여야 한다.

3.3.3 목-피치비

원형 블레이드의 목-피치비(throat-pitch ratio)인  $\cos^{-1}(o/s)=67.8^\circ$ 을 기준으로 변화폭을  $\pm 10\%$ 로 주어 Fig. 19와 같은 블레이드의 형상 변화에 따른 유동장을 해석하였다.

목-피치비의 변화에 따른 익렬 내부 유동장의 등밀도 분포(Fig. 20), 블레이드 표면 Mach수(Fig. 21)에 나타난 바와 같이 목-피치비가 증가할수록 부압면의 속도가 증가하고, 압력의 변화도 증가한다. 블레이드의 하중이 증가하므로 유동 굴절이 많이 되어 블레이드의 공력학적 성능이 향상됨을 예측할 수 있다. 이러한 결과는 출구에서의 유동각 및 손실계수(Fig. 22)의 결과와 부합된다. 즉, 목-피치비가 증가할수록 출구 유동각은 증가하고, 손실도 감소한다.

### 3.3.4 끝단 반경

Table 2에서 언급된 바와 같이 원형 블레이드의 끝단 반경(radius of trailing edge)인  $R_{TE} = 1.5 \text{ mm}$ 을 기준으로 변화폭을  $\pm 30\%$ 로 주어 공력특성을 분석하였다. Fig. 23와 같이 블레이드의 형상 변화는 끝단 반경의 감소에 따른 가압면과 부압면이 동시에 익형의 안쪽으로 움직이는 경향을 볼 수 있다.

끝단 반경의 변화에 따른 익형 내부의 등밀도 분포는 Fig. 24와 같다. Fig. 25에 나타난 바와 같이 블레이드 표면의 압력변화는 부압면의 중간, 즉  $x/c = 0.6$ 을 제외하고는 차이가 거의 없다. 이러한 결과는 출구에서의 유동각 및 손실계수(Fig. 26)의 결과에서도 나타난다. 뒷전 반경의 변화에 따른 출구유동각의 변화는  $\pm 0.45^\circ$ , 손실 변화는  $\pm 0.004$ 로, 본 수치결과에서는 끝단반경의 크기가 블레이드의 공력특성에 별다른 영향을 주지 않는다.

## 4. 결 론

축류터빈 블레이드의 형상설계 과정에 Navier-Stokes 방정식을 적용하는 전산시스템을 구축하고, 기존에 설계된 천음속 동익 익형에 적용하였다. 수치코드는 1)형상 결정, 2)계산격자점 생성, 3)유동장 해석, 4)공력 특성 분석 등 4과정으로 구성된다. 각 과정별로는 기존에 개발된 자체코드를 사용하였다.

본 연구에서 개발한 전산시스템의 적용 타당성을 검토하기 위해, VKI 동익 블레이드에 적용하여, 기법의 검정과 설계 적용의 타당성을 검토하였다.

블레이드 형상변수의 영향을 분석하기 위해서, 피치-코드비, 엇갈림각, 목-피치, 끝단 반경 등 4가지 변수를 선정하여 원형 블레이드를 기준으로,  $\pm 10\%$  범위에서 수치해석을 수행하였다. 피치-코드비는 감소할수록, 엇갈림각과 목-피치비는 증가할수록 출구유동각은 증가하였다. 출구유동각이 증가할수록 블레이드의 손실은 감소하는 경향을 보였다. 끝단 반경은 본 연구의 형상 변화 범위에서는 공력특성에 별다른 영향을 보여주지 않았다.

본 연구 결과는 축류터빈 블레이드의 최적형상설계를 위한 전산시스템으로 사용될 수 있다.

## 후 기

본 연구는 과학기술부·한국과학재단 지정 지

역협력연구센터인 항공기부품기술연구센터의 지원에 의해 연구되었으며 이에 감사드립니다.

## 참고문헌

- [1] Rhie, C., et. al., "Advanced Transonic Fan Design Procedure Based On a Navier-Stokes Method," ASME Paper 93-GT-323 (1993).
- [2] Korakianits, T., "Prescribed-Curvature Distribution Airfoils for the Preliminary Geometric Design of Axial Turbomachinery Cascades," J. Turbo-machinery, Vol. 115, No. 2, (1993), p.325-333.
- [3] Chung, J. and Lee, K., "Shape Optimization of Transonic Compressor Blades Using Quasi-3D Flow Physics," ASME Paper 2000-GT-489 (2000).
- [4] Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257 (1978).
- [5] Van Leer, B., "Flux Vector Splitting for the Euler Equations," Lecture Notes in Physics, vol. 170, (1982), p.501-512.
- [6] 조수용, 오군섭, 최범석, "축류형 터빈 익형의 역설계 및 형상설계를 위한 설계변수에 관한 연구," 유체기계저널, 3권, 2호, (2000), p.7-14.
- [7] 박준영, 엄인식, 백제현, "1단 축류터빈의 비정상 내부유동특성에 관한 2차원 해석(I)," 대한기계학회 논문집 B권, 23권, 11호, (1999), p.1371-1378.
- [8] 정희택, "축류압축기의 공력설계를 위한 대화형 계산격자점 생성 프로그램 개발," 유체기계저널, 1권, 1호, (1998), p.7-16.
- [9] Kiock, et. al., "The Transonic Flow Through a Plane Turbine Cascade as Measured in Four European Wind Tunnels," J. Eng. Gas Turb. Power, Vol. 108, (1986), p.277-284.
- [10] 정희택, 백제현, "2차원 익형유동의 해석," 대한기계학회 논문집, 16권, (1992), p.313-324.
- [11] 최창호, 유정열, "k- $\omega$  난류모델을 채택한 2차원 천음속 익형유동의 수치해석," 한국항공우주공학회지, 24권, (1996), p.37-46.