<학술논문> DOI http://dx.doi.org/10.3795/KSME-B.2013.37.4.415 ISSN 1226-4881

발전용 소형가스터빈의 축류터빈 공력설계§

김중석*† · 이우상* · 류제욱*
* 두산중공업㈜ 기술연구원

Axial Turbine Aerodynamic Design of Small Heavy-Duty Gas Turbines

Joung Seok Kim*†, Wu Sang Lee* and Je Wook Ryu*
*Doosan Heavy Industries & Construction

(Received December 13, 2010 ; Revised February 28, 2012 ; Accepted January 29, 2013)

Key Words: Gas Turbine(가스터빈), Aerodynamic Design(공력설계), Flowpath Design(유로설계), Airfoil Design(익형설계), 3D Performance Calculation(3D 성능계산)

초록: 본 논문은 두산중공업㈜에서 개발 중인 소형 가스터빈의 축류 터빈 설계 과정을 기술하였다. 축류터빈의 설계 과정은 크게 유로설계, 익형설계, 3D 성능 계산의 세 단계로 구성되며. 최적의 유로를 설계하기 위해 자오면의 형상, 평균 반경, 블레이드간 간격, 유로 형상각 등 여러 형상 변수에 대해 통과유동계산 및 손실계산을 수행한다. 익형 설계는 유로 설계시 스팬 방향으로 계산된 입출구 유동각을 기준으로 실험상관식을 적용하여 최적의 블레이드 개수를 결정한 후 2D 익형 단면을 설계하며 2D NS 계산을 통해 캐스케이드 유동구조를 검토하여 설계한 단면의 설계적정성을 평가한다. 설계된 2D 익형 단면을 스팬 방향으로 적층하여 3D 익형을 생성하고, 다단 Euler 계산, 단익렬, 다단 NS 계산을 수행하여 3D 유동 특성을 고찰한다.

Abstract: This study describes the aerodynamic design procedure for the axial turbines of a small heavy-duty gas turbine engine being developed by Doosan Heavy Industries. The design procedure mainly consists of three parts: namely, flowpath design, airfoil design, and 3D performance calculation. To design the optimized flowpath, through-flow calculations as well as the loss estimation are widely used to evaluate the effect of geometric variables, for example, shape of meridional plane, mean radius, blades axial gap, and hade angle. During the airfoil design procedure, the optimum number of blades is calculated by empirical correlations based on the in/outlet flow angles, and then 2D airfoil planar sections are designed carefully, followed by 2D B2B NS calculations. The designed planar sections are stacked along the spanwise direction, leading to a 3D surfaced airfoil shape. To consider the 3D effect on turbine performance, 3D multistage Euler calculation, single row, and multistage NS calculations are performed.

- 기호설명 -

a_2 : 목 너비(throat width) [mm]
B : 축방향 코드길이(axial chord length) [mm]
L : 코드길이(chord length) [mm]
C_{max} : 익형 최대두께(airfoil maximum thickness) [mm]
c : 속도(flow velocity) [m/s]
R_m : 자오면 유선 반경(meridional streamline radius) [mm]
d_1, d_2 : 전연, 후연 두께(thickness of leading and trailing edges) [mm]
h : 블레이드 높이(blade height) [mm]
z_c : 슈라우드 핀 개수(number of fins on shroud)
t : 피치(pitch) [mm]
α, β : 절대, 상대 유동각(absolute and relative flow angles measured from the tangential direction) [deg]
β_{2e} : 출구 유효각(outlet effective angle) [deg]
γ : 설치 각(stagger angle)[deg]
ξ : 에너지 손실(energy loss)
$\triangle$: 팁 간극(tip clearance) [mm]

Subscripts:
1 : 일렬 입구(row inlet)
2 : 단/익렬 출구(stage/row exit)

§ 이 논문은 대한기계학회 2010 년도 추계학술대회(2010. 11. 3.-5., ICC 제주) 발표논문임
† Corresponding Author, joungseok.kim@doosan.com
© 2013 The Korean Society of Mechanical Engineers

a : 축방향(axial flow direction)
u : 원주방향(tangential flow direction)
m : 자오면 (meridional plan)

1. 서 론

가스터빈의 압축기와 터빈 설계에 수치해석의 적용은 1950년대에 시작되었다. Wu[1]가 제안한 S1/S2 접근법은 유로 스팬방향의 S2(hub-to-tip) 단면과 유로 피치방향의 S1(blade-to-blade, B2B) 단면을 순차 반복적으로 해석하는 방법으로, 해석적으로 완전한 결과를 도출할 수 있으나 연계된 계산과정의 복잡성으로 인해 실효성이 떨어진다. 따라서 Wu의 아이디어를 단순화하여 S2단면과 S1단면의 계산을 독립적으로 수행하는 준3차원 설계(quasi-3D design, Q3D)가 일반적으로 수행된다.

축대칭 S2 단면 계산은 통과유동 계산(through-flow calculation)으로 통칭되며, 터보기기 설계에 있어 매우 중요한 설계과정이다. S1 단면 계산은 상세 블레이드 형상을 결정하는 단계로 계산 결과로부터 블레이드 표면 유속 분포 등의 설계된 익형의 설계 적정성을 결정하게 된다.[2]

Q3D 계산은 3차원 형상에 대하여 2차원적으로 해석하는 설계의 초기 단계에 적용되는 단계이며, 2D 단면별 익형설계를 스팬 방향으로 적층(stacking)하여 3D 익형설계가 완료되면 2D 해석시 고려하기 어려운 3D 성능계산을 하게 된다. 3D 공력설계는 크게 4가지 방법이 있으며, 1) 다단 3D 오일러 성능계산, 2) 단익렬(single blade row) 3D NS(Navier-Stokes)계산, 3) 다단 3D NS 계산, 4) 비정상 다단 3D NS 계산 등이다.

다단 3D 오일러 성능계산은 3차원 유동구조에 대한 영향과 상세 냉각공기 유입손실 등을 고려하여 3차원 성능계산이 수행된다. 이를 통하여 보다 구체적인 유동구조 특성과 성능 계산의 수행이 가능하게 된다. 아직까지는 이차유동과 같은 3차원 유동구조에 의한 손실에 대해서는 실험식 또는 경험으로부터 예측하여 적용되는 점을 주지하여야 한다.

단익렬에 대한 3D 계산은 컴퓨터 기술발전과 더불어 1980년대 후반 이후 설계 툴(tool)로서 적용되기 시작하였으며, Q3D 계산에 적용되는 가정이 불필요하다. 다만 단익렬의 입/출구 경계조건의 적용을 위하여 Q3D 계산 결과를 필요로 한다.

다단 3D NS 계산은 단일 익렬 3D 계산의 단점인 입/출구 경계조건의 부여를 위한 Q3D 계산결과가 불필요하며 단지 터빈 입구조건과 출구에서의 정압 조건을 경계조건으로 하여 계산을 수행한다. 3차원 익형 형상의 영향에 대한 검토가 가능하고, 익렬간의(익렬과 익렬 사이에서 발생되는) 비정상 상호작용, 즉 전단 익렬의 후연에서 발생되는 후류(wake) 유동이 후단 익렬의 전연에 미치는 영향 등은 적절한 가정(mixing plane 또는 sliding)을 통하여 간략화하거나 일부 비정상 유동 특성을 고려할 수 있다.

비정상 3D 다단 유동해석은 난류모델을 제외하고는 모든 모델링 가정을 제거한 완전한 해석 방법이지만, 우수한 성능의 컴퓨터 환경이 요구되므로 아직까지 설계 툴로서의 활용은 용이하지 않은 실정이다.

근래에 와서는 터빈 주유로(primary flowpath) 해석의 정확성이 높아짐에 따라 냉각공기 유로인 이차유로(secondary flowpath)의 중요성이 증대되어 이차유로의 캐비티(cavity)를 포함하는 해석을 수행하고 있다. 이러한 이차유로에는 블레이드 팁간극 유동, 캐비티 유동, 냉각공기 추기(bleeding) 및 분출(ejection) 등이다. 그리고 설계시간을 단축하고 공력과 열전달 특성을 동시에 고려 가능한 복합 열전달 해석과 최적화 설계에 대한 관심이 고조되고 있다.[3~6]

본 논문에서는 두산중공업이 개발 중인 5MW급 발전용 소형가스터빈의 축류터빈 공력설계 과정과 주요 설계변수에 대하여 기술하고자 한다.

2. 터빈 유로(Flowpath) 설계

유로설계는 터빈 공력설계에 있어서 가장 기본적인 단계로 터빈 자오면(meridional plane)에서의 유동장을 계산하여 이후의 공력설계에 필요한 기본적인 설계변수들의 값들을 최적화하는 단계이다.

유로 설계에서는 먼저 기본적인 유로형태를 선

Fig. 1 Aerodynamic design procedure

택하고 허브(hub)와 팁(tip)의 반경 및 익렬간 축방향 거리를 결정한다. 그리고 평균반경, 허브 및 팁 단면에서 열역학적인 관계식을 이용한 공기역학적 계산을 통하여 익형 설계에 필요한 기본적인 데이터를 얻게 된다. 이 과정에서는 앞에서 결정된 터빈의 기하학적 형상, 즉 블레이드의 허브와 팁에서의 직경 등을 입력 변수로 하여 사이클 성능에서 요구하는 터빈 출력과 효율을 만족하는 터빈 단수, 반동도, 가스 유동각 등의 공기역학적 변수들을 계산한다. 따라서 주어진 엔진의 사양으로부터 적당한 터빈의 기하학적 크기를 선택하는 것은 터빈 공력설계시 매우 중요하며 이를 위해서는 설계변수 변화에 따른 반복적인 계산과 터빈 공력설계에 대한 풍부한 경험을 필요로 한다.

2.1 터빈 유로 선정

터빈의 평균반경, 자오면 및 단(stage) 수를 결정할 때 일반적으로 다음의 요구사항들을 고려하여 이루어진다.

- 터빈 효율 최대화
- 연소기 등과의 구조적 결합 용이성
- 냉각 익렬 및 터빈 단수 최소화

또한 터빈 유로설계의 주요 설계 변수인 터빈 입구 마하수, 노즐베인 출구각, 단별 부하, 반동도, 유로 경사각, 축방향 익렬간 거리, 최종단 출구 마하수 및 스월각 등에 대하여 고려하여야 한다.

2.2 통과유동(Through-flow) 계산

통과유동 계산은 1D 열역학적 성능계산(평균반경계산)과 입력조건으로 부여된 반경방향 유동각 분포를 적용하여 통과유동 계산을 수행하게 된다. 반경방향 유동각 분포의 적용방법은 자유 와동(free vortex), 일정노즐 출구각, advanced vortex 등이 있다. 계산 방법은 유선 곡률법(streamline curvature method)을 적용하며, 반경평형방정식(radial equilibrium equation)[7]을 활용하게 된다.

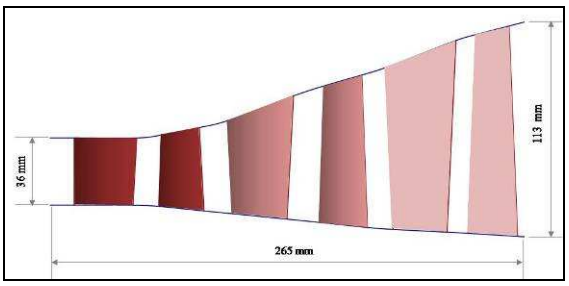

Fig. 2 Turbine flowpath design

$$\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial r} = \frac{c_u^2}{r} - \frac{c_m^2}{R_m}\cos(\nu) - c_a\frac{\partial c_u}{\partial z}\tan(\varepsilon)$$

여기서, ν는 자오면과 축방향 속도의 각도, ε는블레이드의 경사각(lean angle)이다.

통과유동 계산을 통한 터빈 성능계산 과정에서 초기 공력 손실(loss)의 계산이 필수적으로 요구되고 있으며, 이를 위해 다양한 실험상관식과 유동해석을 통한 계산을 수행하게 된다. 손실 계산은 초기에는 프로토타입 엔진으로부터 경험적 가정치로 부여되고, 이후 입출구 유동각을 근간으로 한 실험상관식 및 2D, 3D 유동해석을 통해 구체화되고 최종 엔진시험을 통해 확정된다.

2.2.1 터빈 공력손실 계산

터빈의 손실을 유발하는 요인은 기하학적 설계변수들이며, 크게 익형과 유로 형상에 의해 손실의 크기가 결정된다.

터빈 유로에서 발생하는 손실을 정리하면 크게 형상손실(profile loss), 이차유동 손실 (secondary loss), 팁간극 손실 (radial clearance loss), 냉각손실 (cooling loss) 및 기타손실(additional loss)로 구분할 수 있다.[8]

형상손실은 블레이드 표면에서의 경계층의 성장과 이로 인한 차폐효과(blockage effects), 표면 마찰 및 후연부의 후류 유동에 의해 발생하는 손실로서, 실험상관식(Traupel or Ainley & Mathieson)(9) 또는 2D NS 계산으로 구한다.

이차유동 손실은 끝벽 영역(end-wall region)에서의 낮은 운동량(momentum)의 가스 흐름과 벽 근방의 경계층과의 상호작용으로 발생하는 매우 복잡한 유동 특성인 통과와류(passage vortex)와 말굽형와류 (horseshoe vortex)에 의해 발생되며, 실험상관식 또는 3D NS 계산으로 얻어진다.

$$\xi_{sec} = \xi_{prof}\cdot\frac{a_2}{2\cdot h_2}\cdot\left[1+3\cdot\frac{180-(\beta_1+\beta_2)}{57.3}\cdot\left(\frac{\sin(\beta_1)}{\sin(\beta_2)}\right)^{-0,5}\right]\cdot\left[1+\left(\frac{h_2}{h_1}\right)^2\right]$$

팁간극 손실은 블레이드 팁과 케이싱 사이의간

Table 1 Geometric variables related to loss

익형	설치(stagger) 각, 캠버(camber), 시위길이(chord), 피치(pitch), 최대 익형두께, 두께 분포, 전연 및 후연 반경, 표면 거칠기, 블레이드 냉각 홀 등
유로	설치 각 반경방향 분포, 캠버 및 두께, lean, twist, sweep, 유로 경사각, 종횡비(aspect ratio, h/L), 허브/팁 반경비, 팁 간극, 끝벽 형상, 유로면적 변화, 익렬간 축방향 거리 등

극으로 유량이 누출되어 발생하는 손실이며, 계산방법은 이차유동손실과 유사하다.

$$\xi_{radcl} = \frac{0.041}{\sqrt{1+z_C}} \cdot \left(\frac{30 \cdot \Delta}{h_2 \cdot \left(1+\frac{h_2}{h_1}\right) \cdot \sin(\beta_2)} \right)^{0.8}$$

냉각손실은 냉각공기가 터빈유로에 유입되어 주유동과 혼합되는 과정에서 발생되는 손실이며, in-house코드 또는 3D NS 계산으로 구한다.

기타손실로는 비정상 효과, 표면 거칠기, 축방향 익렬간 거리 등에 의해 발생하는 손실이며, 실험상관식 또는 엔진 실험 및 설계 DB로부터 경험적으로 결정하게 된다.

한편, 손실계산을 위한 실험상관식의 적용은 제한된 터보기기에 가능하며, 적용시 상당한 주의를 기울여야 한다.

2.2.2 통과유동 계산 결과

통과유동 계산결과는 기본적으로 사이클 성능요구조건인 출력과 효율을 만족하여야 하며, 이와 더불어 가스터빈 제작사별로 선정된 설계 기준을 만족하는지를 검토하여 재계산 여부를 결정하게 된다.

대표적 설계기준으로는 부하계수 및 유동계수, 1단 노즐 출구각, 출구 마하수, 스팬방향 반동도 분포 등이다. 특히 허브 부근에서 음(-)의 반동도를 가지는 확산(diffusion) 영역이 형성되지 않도록 설계하여야 한다.

3. 터빈 익형(Airfoil) 설계

익형설계는 상술한 유로설계의 결과를 근간으로 하여 진행된다. 즉 유로설계의 결과인 블레이드 입/출구 유동각을 기준으로 최적 현절비(solidity)를 만족하는 블레이드 개수를 선정하고, 이후 스팬방향 단면별 익형의 설계를 수행한다. 설계된 단면

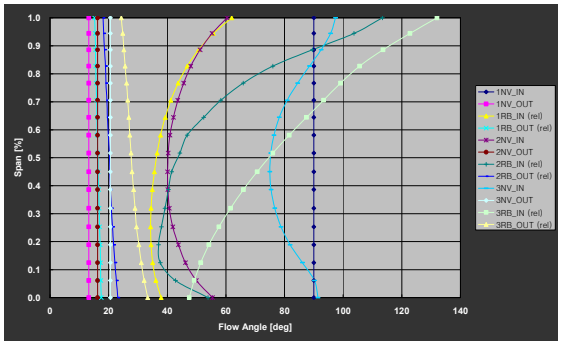

Fig. 1 Results of through-flow design (flow angle)

은 2D B2B 유동해석을 통하여 블레이드를 통과하는 유속 분포을 검토하여 설계 적정성을 판단한다. 이후 설계된 2~5개의 2D 단면 프로파일(profile)을 스팬 방향으로 무게중심, 전연, 후연, 또는 최대 익형두께 위치를 기준으로 적층하여 3D 표면 형상을 구현하면 터빈 익형설계가 완료된다.

3.1 블레이드 개수 선정

익형설계 블레이드 개수의 선정은 블레이드간의 거리인 피치(pitch)를 선정하는 것으로 종결되며, 피치에 따라 유동 특성에 미치는 영향에 대한 고찰이 필요하다.

피치는 유동 전향각과 반동도의 함수이며, 입/출구 유동각에 따라 주로 경험적으로 결정된다. 이러한 결정 과정에서 피치와 시위길이의 비인 현절비가 도입된다. 피치와 손실과의 관계를 살펴보면, 피치가 감소하는 경우 이는 블레이드 개수의 증가를 의미하며 증가된 블레이드 개수에 따라 마찰표면이 증가하게 되어 형상손실이 증가하게 된다. 반면에 피치가 증가하면 블레이드의 흡입면과 압력면 사이의 압력구배가 증가하여 팁간극 손실 및 이차유동 손실이 증가하게 된다. 따라서 손실을 최소화할 수 있는 최적 현절비가 존재하게 되며 실험상관식을 적용하여 계산된다. 대표적인 실험상관식으로는 Zweifel[10]과 Traupel[11] 등이 있다.

$$\left[\frac{t}{L}\right]_{opt} = K\left[\frac{180^0}{180^0 - \{\alpha_0(\beta_1)+\alpha_1(\beta_2)\}} \frac{\sin\alpha_0(\beta_1)}{\sin\alpha_1(\beta_2)}\right]^{1/3}\left(1-\frac{C_{\max}}{L}\right)$$

여기서, K 는 상수값으로 0.45~0.65 사이의 값을 적용한다.

공력학적 최대 효율을 얻을 수 있는 최적 solidity 계산을 통한 블레이드 개수 선정과 더불어 터빈 구조적인 사항을 함께 고려하여 최종 선정하여야 한다. 구조적 고려사항으로는 1단 노즐베인과 연소기 개수와의 연결성, 제작(casting) 및 분해/조립 구조, 그리고 구조안정성 측면에서 필요한 블레이드 개수가 디스크에 적절히 배치되도록 설계되어야 한다.

3.2 2D 익형 캐스케이드(cascade) 설계

터빈의 익형설계 과정은 기본적으로 유로계산에서 얻어진 유동각에 따라 최적 블레이드 개수를 선정하고 블레이드 입/출구각을 선정하는 것으로 시작되지만, 열전달과 구조설계 제한조건을 고려하여 전연과 후연의 두께 및 최대 익형두께 등의 선정이 필요하며 다른 여러 요인들도 경험적으로 결정해야 하는 경우가 많기 때문에 설계자의 경험

이 많이 요구된다. 아래의 그림은 익형설계 주요 설계변수를 도시한 것이다.

주요 설계기준으로 흡입면과 압력면의 곡률(curvature)은 불연속면이 없도록 연속적으로 설계하여야 하며, 캐스케이드 기하학적 형상 변수, β1k, β2k, δ, w1, w2, d1, d2 등이 스팬방향으로 원활한 분포를 지니도록 설계하여야 한다. 또한 냉각설계와 구조설계와의 연계성을 고려하여 최적 설계안을 도출한다. 아래의 그림은 1단 베인의 허브 단면 설계 결과를 도시한 것이다. 여기서, S는 흡입면 후연에서부터 전연을 거쳐 압력면 후연에 이르는 블레이드 표면을 따르는 거리를 나타내며, λ와 K는 각각 무차원수인 라발수(Laval number)와 곡률을 나타낸다. 라발 수는 유속에 대한 임계 음속의 비로 표현된다.

$$\lambda = c/\sqrt{a_{cr}},\quad a_{cr} = \sqrt{\frac{2k}{k+1}RT}$$

여기서, k 는 비열비, R 은 가스상수를 의미한다.

3.3 2D B2B NS 계산

2D NS 계산은 익형의 경계층 유동 특성을 반영한 상세 유동 특성과 형상 손실을 예측한다. 설정된 익형 설계변수에 대한 캐스케이드 내의 상세한 유동 특성인 표면 유속분포, 마하수, 압력, 손실 특성 등을 검토하여 설계 적정성을 판단하는 기준을 제공한다.

최종 익형설계 점검시, 입사각 ±10°, 1단 베인의 경우 ±15° 범위에서의 출구 마하수 변화에 대한 계산을 수행하여 탈설계점에서의 이상유무를 점검하여야 한다.

적용 난류모델은 Coakley[12]가 제안한 q-ω 모델이며, 여기서 q = k/2, ω = ε / k이다. 계산격자는 O-H 격자를 사용하며, 블레이드 표면에 조밀격자를 구성하여 우수한 격자 형상비를 구현하였다.

3.4 3D 익형 적층

2D 단면의 익형설계가 완료되면, 설계된 스팬방향의 2~5개 익형을 3차원으로 적층하여 최종 3차원 익형 표면 형상을 설계한다. 3D surface 형상을 생성하기 위해서는 2단계로 진행된다. 첫째는 단일 익렬을 생성하는 과정과 둘째는 생성된 단일 3D 익렬을 엔진 축방향으로 배치하여 최종 3차원 형상을 설계하였다.

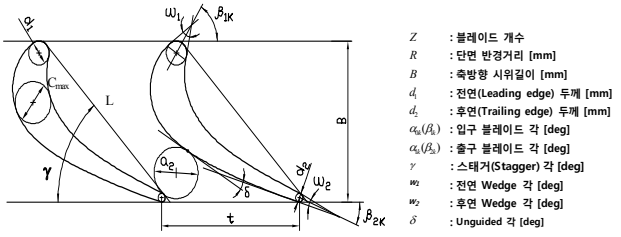

Fig. 4 Airfoil design parameters

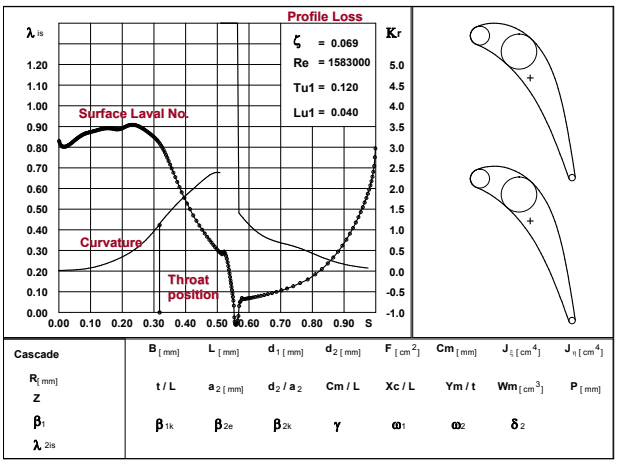

Fig. 5 2D cascade design result (1st stage nozzle vane)

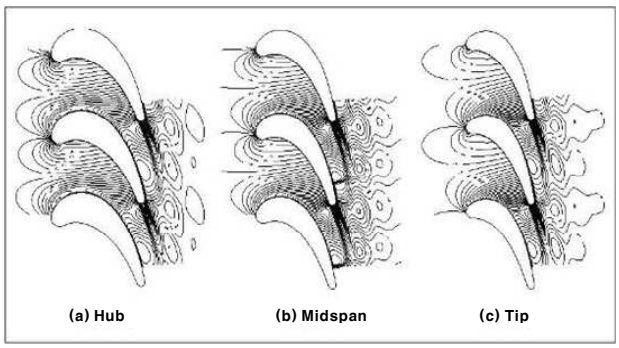

Fig. 6 2D NS calculation results (1st stage rotor blade)

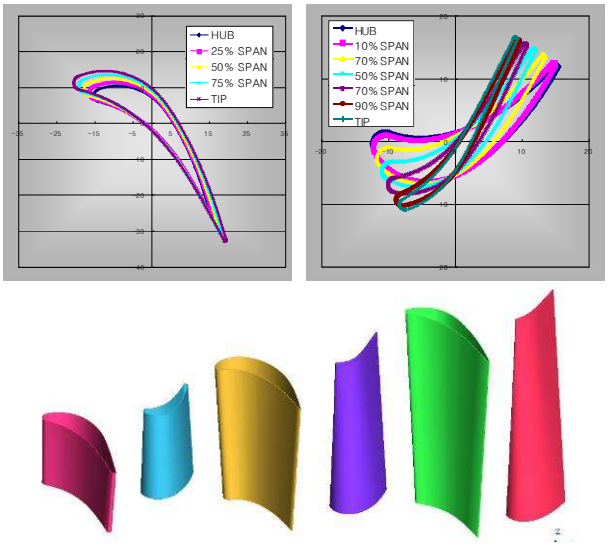

Fig. 7 3D airfoil stacking

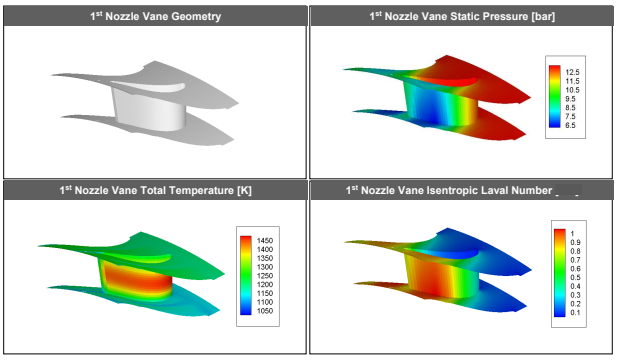

Fig. 8 3D multistage Euler calculation results (1st stage nozzle vane)

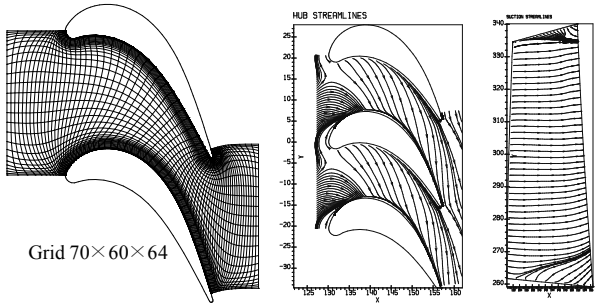

Fig. 9 3D single row NS calculation results (2nd stage nozzle vane)

4. 터빈 3D 공력설계

4.1 다단 3D 성능계산

터빈 3D 성능계산은 익형설계가 완료된 형상정보를 활용하여 3차원 효과를 고려한 다단 축류 터빈의 유동 계산을 수행하여 마하수 분포 및 블레이드 흡입면과 압력면의 설계인자 분포 등 상세 유동 특성 검토와 터빈성능 계산을 수행하였다.

설계 툴은 다단 Euler 성능계산 in-house 코드로서, 냉각공기의 유입에 따른 손실 등을 고려한 다단 성능계산 프로그램이다.

아래의 그림은 계산결과 중 1단 베인의 형상, 정압, 전온도, 마하수를 도시한 것이다.

4.2 단익렬 3D NS 계산

단일 익렬에 대한 3차원 점성유동 계산의 목적은 3D 블레이드 형상, 즉 twist, lean 및 sweep 형상 등이 유동 구조에 미치는 영향과 팁 누설 및 이차유동의 특성을 파악하기 위한 것이다. 특히 끝벽 경계층으로 인한 이차유동 특성을 파악하여 블레이드에 발생하는 손실의 정도를 예측한다.

설계 툴은 in-house 코드이며, 익렬 내에 점성유동 구조를 분석하고 발생 가능한 유동 박리와 이차유동 영역을 파악하여 손실저감 설계를 수행하였다.

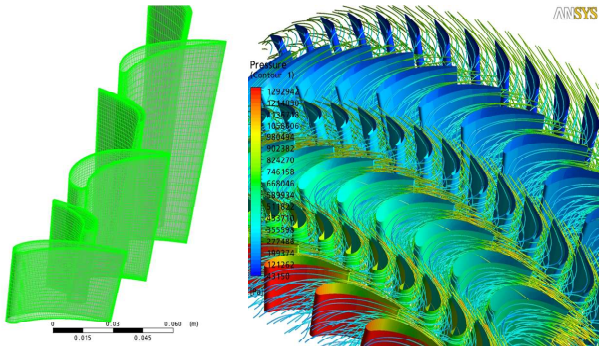

Fig. 10 3D multistage NS calculation results

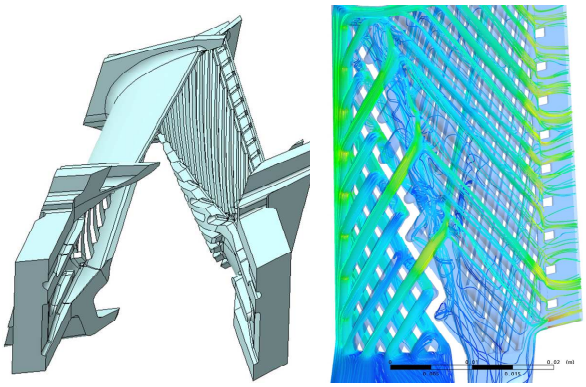

Fig. 11 Cooling air flow pattern in the cooled blade

4.3 다단 3D NS 계산

정상상태 다단 3D NS 계산은 비정상 유동을 익렬간에 혼합면(mixing plane)을 도입하여 상류 유동이 혼합, 시간 평균되어 하류 유동은 피치방향으로 균일한 물성치를 가지는 것으로 가정한 후 정상상태로 예측하는 방법으로, 터빈 설계의 최종 점검단계에서 수행된다.

사용한 설계 툴은 상용 ANSYS CFX v10 코드이며, 점성유동 해석을 통한 최종 설계 검증을 비롯하여 냉각공기 유입, 팁 간극 및 형상의 영향, 복잡한 터빈 형상의 영향 및 냉각익의 냉각 유로설계에 대한 냉각유체의 상세유동 특성 검토에 활용하고 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 발전용 소형가스터빈의 축류터빈 공력설계 과정에 대하여 소개하였다. 터빈 공력설계의 주요 단계인 유로설계, 익형설계, 3D 다단 성능계산, 3D 단익렬 NS 유동해석 및 3D 다단 NS 유동해석에 대한 설계 절차와 주요 설계변수에 대하여 고찰하였다.

터빈 공력설계의 예비설계 결과는 열전달 해석과 구조해석의 주요 입력변수로 적용되며, 공력-냉각-구조의 설계 분야별 제한 요인을 검토하는 반복 설계과정을 거쳐 최적화된 터빈 설계를 완료하였다.

현재 두산중공업은 가스터빈엔진 시제품 제작을 완료하고 엔진 성능시험을 진행하고 있으며, 향후 터빈 성능시험 결과와 공력설계 결과를 비교, 검토하여 공력설계시스템을 최종 확정할 예정이다.

후 기

본 연구는 지식경제부 주관 전력산업연구개발사업의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사 드립니다.

참고문헌

(1) Wu C. H., 1951, "A General Through Flow Theory of Fluid Flow with Subsonic or Supersonic Velocity in Turbomachines Having Arbitrary Hubs and Casing Shapes," NASA TN2388.

(2) Denton, J. D. and Dawes, W. N., 1999, "Computational Fluid Dynamics for Turbomachinery Design," *J. Mechanical Engineering Science*, Vol. 213, pp 107~124.

(3) Moroz, L., Govorushchenko, Y. and Pagur, P., 2005, "Axial Turbine Stages Design: 1D/2D/3D Simulation, Experiment, Optimization," ASME Paper, GT2005-68614.

(4) Xu, C. and Amano, R. S., 2002, "A Turbomachinery Blade Design and Optimization Procedure," ASME Paper, GT2002-30541.

(5) Kusterer, K., Hagedorn, T. and Bohn D., 2004, "Conjugate Calculations for a Film Cooled Blade Under Different Operating Conditions," ASME Paper, GT2004-53719.

(6) Demeulenaere, A., Ligout, A. and Hirsch, C., 2004, "Application of Multipoint Optimization to the Design of Turbomachinery Blades," ASME Paper, GT2004-53110.

(7) Denton, J. D., 1993, "Loss Mechanisms in Turbomachinery," *ASME J. Turbomachinery*, Vol. 115, pp. 621~656.

(8) Dejc, M. E. and Trojanovskij, B. M., 1973, “Untersuchung und Berechnung Axialer Turbinenstufen, Veb Verlag Technik,” Berlin, pp. 207~209.

(9) Wei, N., 2000, "Significance of Loss Models in Aerothermodynamic Simulation for Axial Turbines," PhD Thesis, Royal Institute of Technology.

(10) Traupel, W., 1966, “Thermische Strömungsmaschinen,” Springer Verlag.

(11) Zweifel, O., 1945, “The Spacing of Turbomachine Blading, Especially with Large Angular Deflection,” Brown Boveri Review 32.

(12) Coakley, T. J., 1983, "Turbulence Modeling of the Compressible Navier-Stokes Equations," AIAA Paper, No. 83~1693.

(13) Denton, J. D., 2010, "Some Limitations of Turbomachinery CFD," ASME Paper, GT2010-22540.