

최적화 기법을 이용한 대형 증기터빈 유로설계

임홍식* · 김영상** · 조상현** · 권기범**

Flow Path Design of Large Steam Turbines Using An Automatic Optimization Strategy

H. S. Im, Y. S. Kim, S. H. Cho, G. B. Kwon

Key Words : Low Pressure Turbine(저압터빈), Multistage(다단), Flow Path Design(유로설계), Throughflow Code(관통유동해석 코드), Optimization(최적화)

Abstract

By matching a well established fast throughflow code, with standard loss correlations, and an efficient optimization algorithm, a new design system has been developed, which optimizes inlet and exit flow-field parameters for each blade row of a multistage axial flow turbine. The compressible steady state inviscid throughflow code based on streamline curvature method is suitable for fast and accurate flow calculation and performance prediction of a multistage axial flow turbine. A general purpose hybrid constrained optimization package, iSIGHT has been used, which includes the following modules: genetic algorithm, simulated annealing, modified method of feasible directions. The design system has been demonstrated using an example of a 5-stage low pressure steam turbine for 800MW thermal power plant previously designed by HANJUNG. The comparison of computed performance of initial and optimized design shows significant improvement in the turbine efficiency.

	기호설명
r	Radius
V_{θ}	Tangential velocity component
H	Total enthalpy
Ω	Angular velocity
nr	Number of streamlines
Y	Loss coefficient
ε	Blade tangential lean angle
TF	Throughflow code

영역이 늘어감에 따라 그 적용범위 또한 점점 확대되고 있다. 특히 관련된 설계변수가 많아 최적의 설계조건을 찾기 어려운 분야에 이 기법이 적극적으로 활용되고 있다. 이의 대표적 예가 터보기계로서 공력성능 개선, 기기 경량화, 생산비 절감 등에 주로 활용되고 있다. 터보기계 설계 최적화를 위한 연구는 최근까지 활발히 진행되어 왔다. 1 차원 평균반경 설계(1-D meanline design)는 가장 먼저 최적화 기법이 적용된 분야로서(Balje & Binsley, 1968), 현재까지 터보기계 초기설계에 가장 널리 적용되고 있다. 이를 통해 자오면 유로형상과 터보기계의 전반적 크기 및 단 수를 결정한다. 유로의 치수는 유동의 속도, 각 단의 공력부하, 날개속도, 실현 가능한 효율에 따라 결정된다. 한편 컴퓨터의 급격한 발달로 3 차원 유동해석에 기초한 블레이드 설계기법은 그 비중이 날로 증대되고 있는 추세이다. 대부분의 연구가 완전 3 차원 설계를 목표로 하고 있음에도 불구하고, 준 3 차원 설계기법은 여전히 공력설계의 중심으로 자리 잡고 있다. 이는 완전 3 차원 설계기법에 비해 설

1. INTRODUCTION

최적화 기법은 다양한 수치해석 기법의 개발과 전산유체역학(computational fluid dynamics)의 응용

* 정회원, 두산중공업(주) 기술연구원

** 비회원, 두산중공업(주) 기술연구원

계시간을 크게 단축시킬 수 있을 뿐만 아니라, 3 차원 유동현상에 적절한 유동모델을 도입하면 new blade 설계에도 그 적용이 쉽기 때문이다. 블레이드 공력설계절차는 크게 초기설계(preliminary design), 유로설계(flow path design), 형상설계(blade shape design)의 3 단계로 구분된다. 유로설계를 통해 블레이드 형상설계를 위한 각 단별 자오면 유동분포가 결정되는 데, 대표적 준 3 차원 설계기법의 하나 인 관통유동해석(throughflow analysis)이 가장 일반적으로 적용되고 있다. Novak(1970), Denton(1978)이 체계적으로 정리한 유선곡률 관통유동모델(streamline curvature throughflow model)은 초음속유동해석이 용이하고 적은 기억용량에 따른 계산의 신속성과 각 유선의 궤적에 따른 유동변화를 쉽게 설계에 적용할 수 있다. 또 유동모델의 설계적용이 용이하기 때문에 터빈이나 압축기 등의 실제 설계에 널리 이용되고 있다. 대표적으로 GE, SIEMENS, MHI, ANSALDO 등의 증기터빈 maker 에서 현재 이 방법을 블레이드 유로설계에 적용하고 있다.

유로설계절차는 크게 inverse design method 와 direct design method 로 나뉘어 진다. 전자는 초기설계단계에서 정해진 단 일(stage work)로부터 블레이드 반경방향에 대한 각 운동량(angular momentum) 분포를 정의함으로써 속도분포와 블레이드 입/출구 유동각이 얻어진다. 이에 비해 후자는 주어진 블레이드 출구 유동각을 이용하여 블레이드 손실 해석을 수행하고 이를 통해 입구 유동각 예측과 더불어 단 성능해석을 수행한다. Hit-or-miss 에 의한 전통적인 유로설계법은 inverse design method 와 direct design method 의 반복과정을 거쳐 수행되므로 많은 설계경험이 있더라도 많은 시간이 소요된다(Cravero, 1997). Massardo 등(1990)은 최초로 축류 압축기 한 단(single stage) 유로설계에 최적화 기법을 도입하였고, Cravero 등(1997)은 축류터빈 다단(multistage)에 적용 가능한 유로 최적설계 절차를 제시하였다. 또 Petrovic 등(1999)은 Cravero 등의 방법을 확대시켜 유로의 기하학적형상을 최적화 범위에 포함한 새로운 설계기법을 제시하였다. 그러나 Inverse method 만으로 최적화가 이루어져 신속하고 안정적이지만, 유동손실을 전혀 고려치 않고 있어 Cravero 등의 방법에 비해 신뢰성이 떨어진다.

본 연구에서는 유선곡률 관통유동해석 코드(Denton, 1978)와 최적화 package(iSIGHT)를 접목시켜 터빈 성능개선을 위한 기존 설계와 다른 새로운 반경방향 반동도(reaction) 분포, 즉 질량분포를

도출해 보았다. Inverse design 과 direct design 의 반복적용으로 자오면 유동을 최적화 하였고, 800MW 급 5 단 대형 저압터빈에 적용해 보았다. 저압터빈의 마지막 단은 유동이 아주 비축대칭이어서 최적화 대상에서 제외시켜 입구에서 4 단까지 최적설계를 수행하였다. 최적화 과정에서 반경방향 각 운동량 분포 및 blade tangential lean angle(ϵ)을 제외한 모든 변수값들은 실제 설계값을 그대로 사용하였다. 한편 대형 저압터빈은 고압과 중압터빈에 비해 길이가 길고 비틀림이 심한 long blade 로 구성되어 있다. 이에 구조적 안정성의 취약함과 더불어 습증기유동 및 초음속유동 등의 공력설계 특징을 가지고 있다.

2. THROUGHFLOW CODE

터빈의 자오면 유동해석과 성능예측에 계산이 신속하면서 비교적 정확한 유선곡률 관통유동해석 코드(Denton, 1978)를 이용하였다. 이 방법은 저압터빈의 대표적 설계 특징 인 초음속유동과 습증기유동(wet steam flow) 해석이 가능하고, 또 2 차유동손실(secondary flow loss)을 줄이기 위해 개발된 leaned blade 에 대한 유동모델이 있어 휨각(leaning angle)에 따른 단 성능예측이 가능하다. 블레이드 손실해석 모델로는 Balje & Binsley(1968)의 익형상 손실모델, Dunham(1970)의 2 차유동손실모델, Denton(1993)의 끝간격손실모델과 습분손실모델 등이 적용되어 있다. 한편 이 모델들은 많은 실험적 연구결과를 바탕으로 제시된 대표적 터빈 블레이드 손실모델로 알려져 있다(Denton, 1993). 그리고 이 코드는 여러 type 의 증기터빈에 적용되어 터빈 성능예측에 있어 최대오차가 2.5%로 검증된 바 있는데, 그 대표적 예가 ANSALDO 대형 저압터빈이다(3000RPM, 99.826Kg/s/stage, 6 stage: Denton, 1981).

3. OPTIMIZATION

유로 설계인자는 기하학적인자와 유동인자로 구분된다. 기하학적인자로는 root diameter, blade height, clearance, chord length, meridional plane coordinate 등이 있고, 유동인자로 inlet & outlet flow angle, velocity vector 등이 있다. 기 설계된 터빈의 성능개선이 본 연구의 목적이므로, 기하학적인자는 기 설계와 동일하게 둔 채 유동설계인자를

최적화하였다. 즉 각 블레이드의 입/출구 유동각 및 질량을 반경방향으로 재분포시킴으로써 기 설계된 블레이드의 공력성능 향상과 더불어 터빈 설계효율을 향상시켰다.

3.1 Design Variables

Direct design 은 inverse design 에 비해 설계변수가 많고 손실모델의 적용범위가 제한적이므로 계산의 안정성이 다소 떨어진다. 특히 다단 인 경우 설계변수의 수가 너무 많아 최적화가 매우 힘들기 때문에, 대부분의 선행연구(Cravero, 1997, Petrovic, 1999)처럼 최적화 설계변수로서 inverse design 의 설계변수, 즉 각 운동량을 이용하였다. 최적화를 위해서는 원하는 목적함수를 찾을 때 까지 설계변수를 바꾸면서 반복계산을 수행해야 된다. 이 때 설계변수는 주어진 설계조건, 혹은 제약조건을 만족해야 한다. 한편 본 연구에서는 long blade 의 설계특성을 고려하여 다음과 같이 각 운동량 분포모델로 2 차의 polynomial 함수를 적용하였다.

$$rV_{\theta}| = Ar^2 + Br + C \quad (1)$$

그리고 식(1)을 Euler 터보기계 방정식에 대입하면 설계변수 인 각 운동량의 크기가 정해지고 이로부터 계수 A, B 를 구할 수 있다. 결과적으로 계수 비, A/B 만 정의되면 B 는 아래의 식(2)에서 자동으로 계산된다.

$$\frac{\Delta H_{tr}}{\Omega} = B \left(\frac{A}{B} \sum r^2 + \sum r \right) \quad (2)$$

여기서 Σ 은 전체 유선에 대한 합을 의미한다.

Leaned blade 는 공력성능 개선을 위해 현재 대부분의 터빈설계에 적용되고 있다. 본 연구의 적용모델 인 대형 저압터빈 역시 1~2 단 고정익에 leaned blade 가 적용되어 있다. 따라서 1~2 단 고정익 최적설계에 lean angle 을 설계변수로 주었고, 그 범위는 실제 설계 값을 기준으로 $\pm 20^\circ$ 로 제한하였다. 한편 유로 layout, 단 질량유량, 단 일, number of blades, number of seals, clearance 등은 최적화 대상이 아닌 고정 치로서 기 설계 값을 대입하였다.

3.2 Optimization Algorithm

일반적으로 최적화 문제의 설계 영역은 여러 개의 국부적인 최적 값(혹은 최소 값)을 가진다. 한편 경사탐색 알고리즘(gradient search algorithm)에

기초한 최적화 기법은 가장 근처의 최적 값을 빨리 찾을 수 있지만 모든 제약조건(constraints)를 만족시키는 최적 값을 찾을 수 없다. 이러한 문제점을 해결하기 위해 개발된 알고리즘이 constrained hybrid 최적화 알고리즘이다. 대표적 알고리즘으로 genetic algorithm(GA), simulated annealing(SA) 등이 있다. 이 기법들은 최적화의 수렴성, 신뢰성 그리고 안정성 등이 뛰어나 가장 널리 적용되고 있다. 더불어 경사탐색법과 달리 여러 종류의 국부적인 최적 값을 구분할 수 있기 때문에 주로 광범위한 설계영역에서 여러 개의 국부적인 최적 해를 가진 문제에 적용된다. 그러나 설계목적 값 분포의 경사가 완만하거나 혹은 국부적인 최적 값이 거의 없는 문제에서는 정확한 해를 찾을 수 있는지 확실하게 결론을 내릴 수 없다. 이와 같은 단점 때문에 본 연구에서는 direct optimization technique인 modified method of feasible direction(MMFD)을 병행하여 사용하였다. 즉 SA로 전체 영역의 최적 값을 찾은 다음 SA로 구한 최적 값 주변영역에서 보다 좋은 최적 값을 구하도록 MMFD를 적용하였다.

3.3 Optimization Strategy

전체적인 최적설계 절차를 요약하면 다음과 같다. Fig. 1 에 도시한 바와 같이 먼저 각 운동량과 lean angle 의 반경방향 분포를 적절히 가정하여 design mode(or inverse design)의 입력파일을 생성한다. 여기서 lean angle 은 compound leaned 고효율 블레이드의 형상을 고려하여 2 차의 polynomial 함수로 분포 시켰다. 다음으로 design mode 에서 계산을 수행하고 그 결과로부터 analysis mode(or direct design)의 입력파일을 생성한다. Analysis mode 의 입력변수는 크게 블레이드 출구유동각(blade exit flow angle)과 입구 각(blade inlet angle)이 있는데, 입구 각은 design mode 에서 결정된 입구유동각을 바탕으로 incidence angle 이 최소가 되게 하였다. 이 때 회전익 인 경우 실제 설계조건을 고려하여 그 분포가 직선이 되게 하였다.

Design mode 와 analysis mode 의 계산이 성공적으로 끝나면 그 결과로부터 목적함수와 제약조건에 대한 적합성 여부를 판단하고, 목적함수 인 터빈효율(η)이 최대값을 가지면 최적화 과정을 마치게 된다. 한편 제약조건으로 단 압력비와 반동도를 주었는데, 단 압력비는 기 설계 값을 기준으로 설정하였고 단 반동도는 일반적인 저압터빈 설계조건을 만족시키도록 설정하였다. 이상의 모든 최적화 과정은 최적화 package 에 의해 자동으로 수행된다.

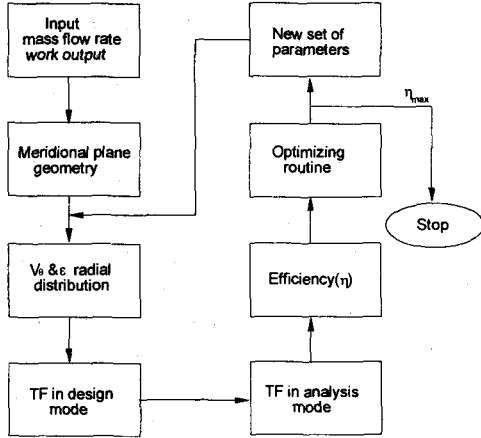


Fig.1 Optimization control loop

4. Application to Example LP Turbine Stages

당사와 터빈부문 기술제휴사가 공동으로 설계한 화력발전 용 800MW 급 대형 저압터빈(40inch LSB, 5 stage)을 대상모델로 삼았다. 최적화에 있어서 반경방향 각 운동량 분포 및 blade tangential lean angle 을 제외한 나머지 설계변수들은 실제 설계값들을 이용하였다. 저압터빈 설계특성을 고려하여 마지막 단을 제외한 전체 4 단(1~4 단)까지 적용하였다.

Fig. 2, -3 은 2 단과 3 단의 각 블레이드에 대한 출구유동각 분포를 보여주고 있다. 초기 출구유동각은 고정익(stator), 회전익(rotor) 모두 반경방향으로 거의 선형적인 분포를 가지지만, 최적화 과정을 통해 재 설계된 출구유동각 분포는 compound leaned blade 와 유사한 분포를 보여주고 있다.

Fig. 4 는 2 단과 3 단의 고정익에 대한 전압력손실계수의 분포를 보여주고 있으며, fig. 5 는 회전익에 대한 분포를 보여주고 있다. 모든 단에서 고정익은 초기설계에 비해 블레이드 루트와 팁 부근의 압력손실이 현저히 줄어든 반면, mid-span 부근에서 오히려 증가하고 있다. 한편 회전익은 루트는 초기설계와 비슷한 크기를 가지지만 팁 부근에서는 압력손실이 현저히 줄어들고 있다. 이는 블레이드 양끝단에서 형성된 2 차유동손실이 compound leaning effect 에 의해 블레이드 중앙으로 쏠리면서 아울러 그 강도가 약해지는 3 차원 유동특성을 반영한 것이다.

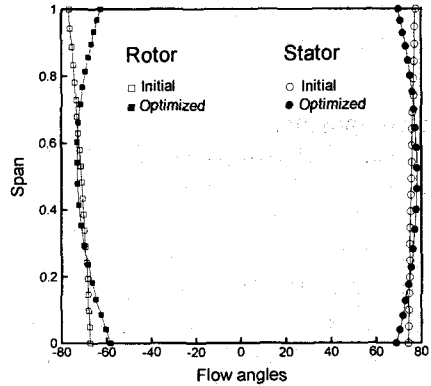


Fig. 2 Stator and rotor exit flow angles difference between the initial and the optimized configuration: stage 2

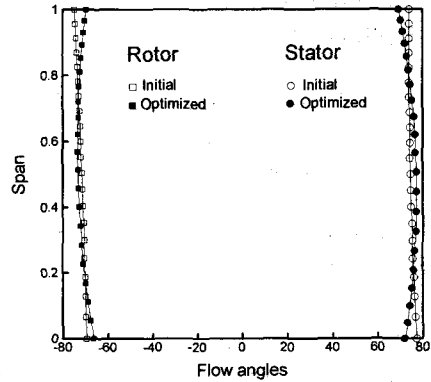


Fig. 3 Stator and rotor exit flow angles difference between the initial and the optimized configuration: stage 3

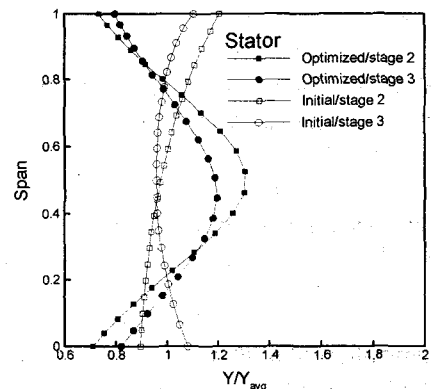


Fig. 4 Spanwise distribution of the loss coefficient Y/Y_{avg} difference between the initial and the optimized configuration: stator

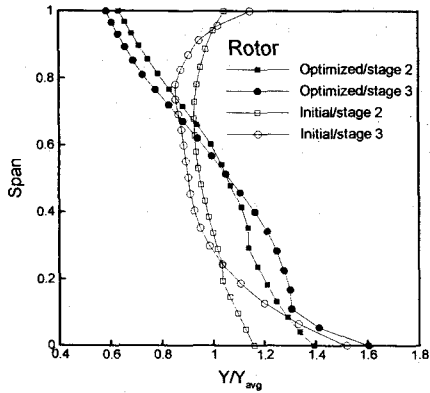


Fig. 5 Spanwise distribution of the loss coefficient Y/Y_{avg} difference between the initial and the optimized configuration: rotor

Fig. 6 은 단 효율분포를 보여주고 있다. 초기설계에 비해 전체적으로 단 효율이 향상됨을 알 수 있다. 2 단의 경우 fig. 4 의 전압력손실분포와 같이 블레이드 mid-span 부근에서 효율이 초기조건 보다 약간 나쁘지만 팁 부근에서는 효율이 크게 향상되고 있다. 이에 비해 3 단은 전체적으로 초기설계 보다 효율이 현저히 향상되었다.

Fig. 7 은 4 단 각 블레이드에 대한 출구 마하수 분포를 보여주고 있다. 고정익 루트와 회전익 팁에서 최대유속이 형성되어 그 크기가 마하수 1.2 근처 인 초음속유동이 나타나고 있다. 최적화 결과 고정익은 블레이드 출구 전 영역에서 유속이 감소하지만, 회전익은 mid-span 근처에서는 유속이 감소하고 루트에서는 오히려 마하수가 약 0.2 정도 커지고 있다.

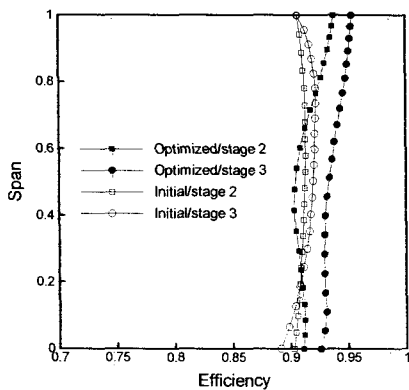


Fig. 6 Spanwise distribution of stage efficiency

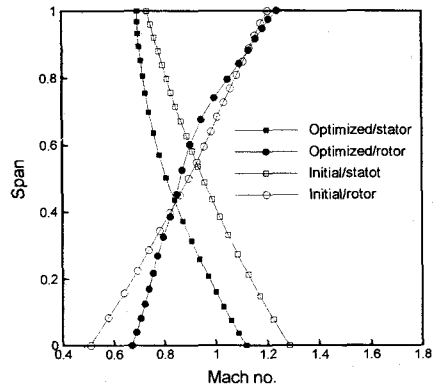


Fig. 7 Spanwise distribution of blade exit Mach number difference between the initial and the optimized configuration: stage 4

Fig. 8 은 최적화 된 자오면 유선의 분포로서, 유선의 곡률(curvature)이 전 계산영역에 걸쳐 부드럽게 형성되고 있다. 또 자오면 유선이 블레이드 중간보다는 루트와 팁쪽으로 약간 치우치는 경향을 볼 수 있다. 이를 통해 블레이드 양끝단으로 질량 유량이 많이 분포됨을 알 수 있고, 결과적으로 2 차유동손실이 블레이드 양끝단에서 상당폭 감소함을 알 수 있다(fig. 4).

Fig.9 는 각 단별 반동도 분포를 보여주고 있다. 루트에서 팁쪽으로 갈수록 반동도가 커지는 데 이는 고정익 출구에서 생성된 접선방향 속도성분에 의한 원심력을 일부분 감소 시키기 위함이다. 특히 4 단 인 경우 최대 반동도가 약 70%로서 일반적인 저압터빈 설계조건을 만족하는 결과이다 (Cotton, 1993).

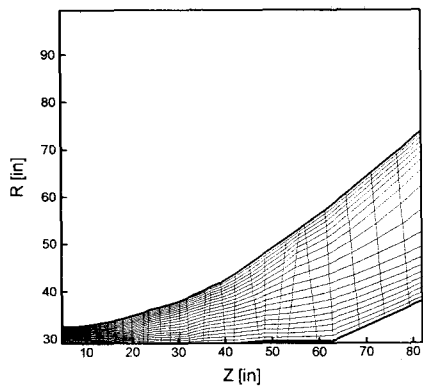


Fig. 8 Optimized streamline pattern

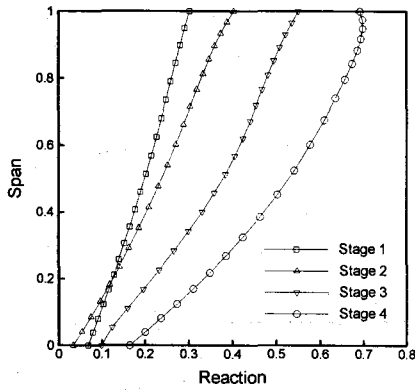


Fig. 9 Optimized spanwise distribution of stage reaction

5. Conclusions

본 연구에서는 빠르고 비교적 정확한 유선곡률 관통유동해석 코드에 hybrid 최적화 package를 접목시켜 기존 다단 축류터빈 유로를 재설계 해 보았다. 최적화 대상에 유로의 기하학적 layout을 제외한 자오면 유동분포만을 고려하였다. 최적화의 목적함수는 전체 터빈 효율을, 설계변수로는 블레이드 각 운동량과 lean angle을 이용하였다. 두 설계변수 이외의 모든 engineering data는 기 설계 값을 이용하였다. 전체 최적화에 1시간 가량 소요되었고, HPC3600 워크스테이션을 사용하였다. 이를 통해 최적의 자오면 유동분포와 블레이드 입/출구 유동각 분포를 구할 수 있었다. 최적화 과정을 통해 재 설계된 경우, 초기설계에 비해 전체 터빈 효율이 약 0.45% 상승하였고, 특히 3단의 단효율은 2.32%로 가장 크게 개선되었다. 본 연구에서 개발된 최적 유로설계 시스템은 향후 당사의 고효율 터빈 개발과 더불어 retrofit 설계기술에 적용할 수 있으며 이를 통해 저압터빈 분야의 기술경쟁력 확보에 크게 기여할 것으로 판단된다.

참고문헌

- (1) Balje, O. E., 1968, Binsley, R. L., "Axial turbine performance evaluation. Part A: loss-geometry relationships", ASME J. of Eng. For Power, Vol.90
- (2) Cravero, C., Dawes, W. N., 1997, "Throughflow design using an automatic optimisation strategy",

ASME Paper 97-GT-294

- (3) Cotton, K. C., 1993, "Evaluating and improving steam turbine performance", Published by Cotton Fact Inc.
- (4) Denton, J., 1978, "Throughflow calculations for transonic axial flow turbines", ASME J. of Eng. For Power, Vol.100
- (5) Denton, J., Hirsch, C. H., 1981, "Throughflow calculations in axial turbomachines", AGARD-AR-175
- (6) Denton, J., 1993, "Loss mechanisms in turbomachines", ASME Paper 93-GT-435
- (7) Dunham, J., 1970, "A review of cascade data on secondary losses in turbines", J. Mech. Eng. Sci.
- (8) Petrovic, M. V., Dulikravich, G. S., Martin, T. J., 1999, "Maximizing multistage turbine efficiency by optimizing hub and shroud shapes and inlet and exit conditions of each blade row", ASME Paper 99-GT-71