

# 최적화 기법을 이용한 일반적인 날개 형상에서의 유동특성 향상

조종재\* · 김귀순\*\*

## Developing the flow quality in an wing-body junction flow by the optimizing method

Jongjae Cho\* · Kuisoon Kim\*\*

### ABSTRACT

Secondary flow losses can be as high as 30~50% of the total aerodynamic losses generated in the cascade of a turbine. Therefore, these are important part for improving a turbine efficiency. As well, many studies have been performed to decrease the secondary flow losses. The present study deals with the leading edge fences on a wing-body to decrease a horseshoe vortex, one of the factors to generate the secondary flow losses, and optimizes the shape of leading-edge fence with the shape factors, such as the installed height, length, width, and thickness of the fence as the design variables. The study was investigated using FLUENT™ and iSIGHT™. Total pressure loss coefficient was improved about 7.5 % than the baseline case.

### 초 록

터빈 익렬 내의 2차유동손실은 터빈 익렬에서 발생하는 전체 공기역학적 손실의 30~50% 차지한다. 따라서 터빈 효율 향상에 있어 개선해야 될 중요한 부분으로 인식되고 있다. 또한, 과거부터 2차유동에 의한 손실을 줄이기 위한 많은 연구들이 수행되어졌다. 본 논문에서는 2차유동손실을 일으키는 요인 중의 하나인 말굽와류의 강도를 감쇄시키기 위해 일반적인 날개 앞전에 설치한 판에 대해, 판의 설치 높이, 길이, 폭 및 두께 등의 형상변수를 설계변수로 정하여 이를 최적화 하였다. 연구를 위해 FLUENT™와 iSIGHT™를 이용하였다. 그리고 기준 모델의 경우보다 전압력 손실 계수가 약 7.5% 향상 되었다.

Key Words: Horseshoe Vortex(말굽 와류), Secondary Flow Losses(2차 유동 손실), Leading-Edge Fence(날개 앞전 판), Optimization(최적화)

### 1. 서 론

\* 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 부산대학교 항공우주공학과

연락처자, E-mail: spacecho@pusan.ac.kr

터빈 전체 손실에 있어서 큰 부분을 차지할 뿐만 아니라 열전달 특성과도 밀접한 관련을 가지

고 있는 2차유동은 크게 날개면과 바닥면에서의 경계층, 날개 앞전과 바닥이 만나는 곳에서 발생하는 말굽와류, 날개 유로 내부에서 발생하는 유로와류, 날개면과 바닥면이 만나는 모서리에서 발생하는 모서리와류 등으로 구성되어있다[1]. 특히, Sharma[2]에 의해 연구된 2차유동 모델에서 언급한 흡입면 말굽와류의 경우, 유동의 후류로 홀리감에 따라 벽면의 측면유동과 상호작용하여 유로와류로 전환되고 그 크기가 커진다.

본 연구에서 수행한 말굽와류 발생 감쇄를 위한 연구 역시 과거부터 많은 연구자들에 의해 다양한 방법과 형태로 연구되었다.

Namgoong[3]은 기계 및 항공 시스템의 유동 특성 및 열전달 문제에 많이 응용되는 180° U-Tube 내부의 유동특성 향상을 위해 최적화를 실시하였다. 압력손실이 최소가 되는 형상을 설계하기 위해 실험계획법(Design of Experiment) 과 대리공간모델기법(Surrogate Design Space Model)을 이용하였으며 성공적으로 최적화를 수행하였다. 이러한 실험계획법 및 대리공간모델기법을 이용함으로써 직접적으로 최적화를 실시하는 것보다 최적화에 걸리는 시간을 줄일 수 있었다. Lethander, Thole[4]은 터빈 유로에서 2차 유동에 의한 손실을 줄이고 바닥면에서의 단열 벽면온도를 최소화하기 위한 Fillet 형상에 대해 최적화를 실시하였다. 이를 통해 단열벽면온도가 감소되는 최적 Fillet 형상을 얻을 수 있었다.

본 논문에서는 Cho[5]에 의해 연구된 날개 앞전에 판을 설치하여 말굽와류 감쇄를 시키는 방법의 성능 특성 향상을 위해 최적화 기법을 이용하였다. 최적설계의 효율성을 높이기 위해 실험계획법과 근사모델 기법을 이용하여 최적화를 수행하는 근사최적설계 기법을 적용하였으며, 최적화는 최적화 상용프로그램인 iSIGHT™와 형상 모델링 및 격자 생성 상용 프로그램인 Gambit™, 유동해석 상용 프로그램인 FLUENT™를 접목하여 실시하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 수치해석 기법 및 모델

본 연구에 사용된 해석 기본모델로는 Olcmen,

S. and Simpson, R. [6]의 모델을 사용하였다. 블레이드는 NACA 0020의 기본 형태에 앞전의 횡단면 이 3:2의 타원형태를 가진다. 코드길이는 30.5 cm, 두께는 7.17 cm이다.

유동해석을 위해 3차원 비압축성 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 계산은 모두 2차의 공간정확도 조건으로 하였다. 또한 계산시간을 고려하여 유동장을 모두 정상유동을 가정하였다. 경계조건은 유입유동의 경우 속도를 고정하는 velocity inlet 조건을 사용하였고 유출유동의 경우 대기압과 동일한 pressure outlet 조건을 사용하였다. 입구 속도 ( $U_{in}$ )는 27 m/s에서 경계층의 두께 ( $\delta_{99}$ )는 36 mm, 난류강도는 0.2%이며 블레이드 두께 기준 레이놀즈수는  $1.15 \times 10^5$ 이다. 총 계산격자는 약 69만개이다.

난류모델은 Zess와 Thole[7]의 연구에서 검증된 RNG k- $\epsilon$  모델을 사용하였다.

### 2.2 근사최적설계 기법

근사최적설계 기법은 선정된 설계변수(design variable)를 바탕으로 적절한 설계변수 분포를 선택하는 실험계획법과 실험계획법을 통해 만들어진 설계변수 분포와 목적함수(object function) 사이의 관계를 수학적 모델로 근사화하여 근사면을 모델링하는 근사모델(approximation model) 기법, 그리고 근사모델 기법으로 만들어진 근사면에 대해 최적화를 수행하는 최적화 기법으로 구성된다.

실험계획법으로는 설계영역 내의 실험점들을 분산이 최대가 되도록 선택하는 D-Optimal 방법 중의 하나인 Optimal Latin Hypercube 방법을 이용하였으며, 총 40개의 샘플점을 선정하였다. 근사모델 기법으로는 반응면 기법(Response Surface Model)을 사용하였다. 최적화 기법으로 경사탐색 알고리즘(gradient based Algorithm)과 달리 여러 지점의 국부적인 최적값을 구분할 수 있으며 최적화의 수렴성, 신뢰성 그리고 안정성 등이 뛰어나 가장 널리 사용되고 있는 유전자 알고리즘(Genetic Algorithm)을 이용하였다.

### 2.3 최적설계 절차

근사최적화설계 기법을 적용하여 말굽와류를

감쇄시키는 성능을 가지는 날개 앞전 판을 최적화하기 위해 Fig. 1과 같은 최적설계 절차를 거쳐 최적화를 수행하였다.

최적의 목적함수 값을 얻기 위한 설계변수를 선정하고 이를 기반으로 Optimal Latin Hypercube를 실험계획법을 이용하여 설계변수의 분포를 만든다. 이를 바탕으로 상용 설계 및 격자 생성 프로그램인 Gambit™을 이용하여 설계변수에 대한 모델을 디자인하고 이를 바탕으로 격자를 생성한다. 생성된 모델과 격자를 FLUENT™로 넘겨 전산해석을 실시하고 계산된 결과에서 목적함수 값을 추출하여 반응면 기법을 이용하여 반응면을 생성한다. 그리고 생성된 반응면의 오차정도를 수정결정계수( $R_{adj}^2$ )값으로 확인하여 반응면의 정확도를 측정하며 이 값이 1에 근접할수록 반응면은 실제 함수에 근접하다고 할 수 있다. 오차가 클 경우에는 반응면을 재생성하거나 샘플점을 추가 또는 제거하여 원하는 정확도의 반응면을 생성한다. 생성된 반응면에서 유전자 알고리즘 최적값을 찾은 다음, 최적값의 신뢰성 확보를 위해, 획득한 최적값에 해당하는 설계변수로 FLUENT™를 이용하여 계산한 결과값과 근사최적화설계 기법으로 찾은 최적값을 비교하여 최종 최적값을 획득한다.

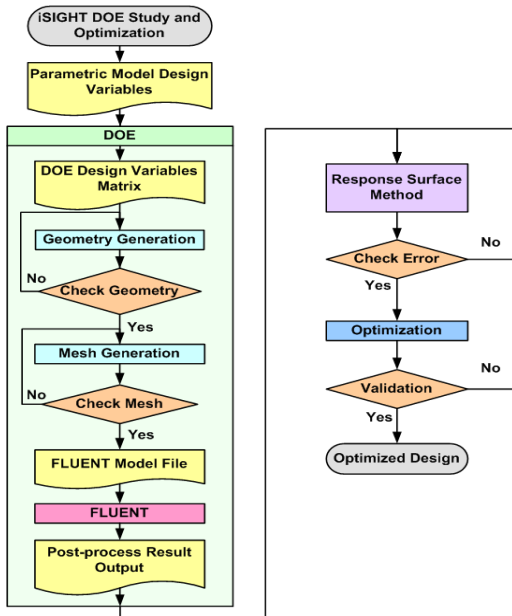


Fig. 1. Flow Chart of Optimization Design Algorithm

## 2.4 설계변수 및 목적함수

최적화를 위해서는 원하는 목적함수를 찾을 때까지 설계변수를 바꾸면서 반복계산을 수행해야 된다. 이때 설계변수는 주어진 제약조건을 만족해야 한다.

설계변수는 Fig. 2와 같이 날개 앞전 판의 형상을 구성하는 변수인 판의 높이( $l_{FH}$ ) 및 길이( $l_{FL}$ ), 폭( $l_{FW}$ ), 두께( $l_{FT}$ ) 등을 경계층의 두께로 무차원화한 것으로 하였다. 설계변수의 제약조건은 이전 연구와 형상간섭, 제작가능성 등을 고려하여 Eq. 1과 같이 정하였다. 목적함수는 Eq. 2처럼  $x/t$ 가 4.46인 면에서의 전압력 손실계수(total pressure loss coefficient,  $C_{Pl}$ )의 질량가중평균(mass weighted average)한 값을 Baseline의 질량가중평균한 전압력 손실계수로 나눈 값을 최소화하도록 하였다.

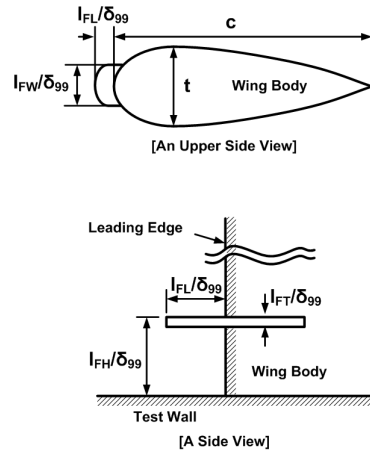


Fig. 2. Schematic Views of Fence

$$\begin{aligned} 0.2 \leq l_{FH}/\delta_{99} \leq 0.35 \\ 0.75 \leq l_{FL}/\delta_{99} \leq 1.05 \\ 0.4 \leq l_{FW}/\delta_{99} \leq 0.8 \\ 0.04 \leq l_{FT}/\delta_{99} \leq 0.2 \end{aligned} \quad \text{Eq. 1}$$

$$F(\vec{X}) = \frac{\int \phi \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}_i}{\int \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}_i} \quad \text{Eq. 2}$$

$$\frac{\int \phi \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}_i}{\int \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}_i} \Big|_{Baseline}$$

### 3. 결과 및 고찰

근사최적화 결과, 수정결정계수가 허용치 0.9 이상인 0.959가 나왔으며 이를 통해 본 근사모델 기법으로 형성한 근사면의 신뢰성을 확보할 수 있었다. 그리고 형성한 근사면을 통해 최적화를 실시한 결과 Table 1과 같은 최적값과 해당 설계변수를 획득할 수 있었으며, 획득한 최적값에 해당하는 설계변수로 전산해석한 결과값의 오차는 0.265%로 나타났다.

Table 1. Summary of Leading Edge Fence Geometry by Optimization Method

Design Variables	Results of Optimization
$I_{FH}/\delta_{99}$	0.25
$I_{FL}/\delta_{99}$	0.82
$I_{FW}/\delta_{99}$	0.54
$I_{FT}/\delta_{99}$	0.16

Figure 3(a)~(c)는 Baseline과 Cho[5], 그리고 최적화를 통해 획득한 형상에 대한 날개 앞전 부근에서의 Pathline을 나타낸 것으로 Fig. 3(b)의 경우, 말굽와류가 와해되어 거의 나타나지 않는 것을 알 수 있다. 하지만 Fig. 3(c)의 경우, Fig. 3(a)의 경우와 반대 방향으로 회전하는 말굽와류가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이것은 판의 두께가 두꺼워짐에 따라 판의 옆면에서 유동박리에 의한 순환유동과 판 윗면의 상류 유동이 교차하면서 기존의 회전방향과 반대방향의 말굽와류가 형성되게 된다. 이렇게 발생한 말굽와류는 회전방향이 다른 바닥면에서 발생하는 약한 말굽와류와 날개면과 바닥면이 교차하는 지점에서 발생하는 모서리와류 등의 강도를 더욱 감소시키는 효과를 가지게 된다.

Figure 4(a)~(c)는 각 경우에 대한 날개 앞전 면에서의 수정  $C_{Pt}$ 값으로 날개 앞전 면에서의  $C_{Pt}$ 값의 질량가중평균한 값을 Baseline의 질량가중평균한  $C_{Pt}$ 값으로 나눈 것이다. Figure 4(a)에서 볼 수 있듯이 날개 앞전 면에서 발생한 말굽와류와 날개면에서 바닥면으로 흐르는 유동에 의해 후류 바닥면의 낮은 운동에너지를 가지는 경

계층 영역을 교란시켜 주유동 영역으로 밀어 올리면서 전압력 손실이 발생하는 것을 알 수 있다. Figure 4(b)의 경우, 날개 앞전 판에 의해 말굽와류의 강도가 줄어들어 따라 그 정도가 감소한 것을 볼 수 있다. Figure 4(c)의 경우, 반대방향으로 회전하는 말굽와류로 인해 후류로 흐르는 와류의 강도가 약화되어 바닥면의 낮은 운동에너지를 가지는 경계층 영역의 주유동으로의 유입이 더욱 감소되어진 것을 알 수 있다. 하지만 후류의 와류가 약화됨에 따라 후류의 와류에 의해 쌍으로 발생하는 모서리 와류가 약화되어 바닥면에서 멀어지면서 낮은 운동에너지를 가지는 경계층 영역이 모서리 영역으로 유입되는 것을 알 수 있다. 그러나 모서리 와류가 전체유동 손실에 미치는 영향이 크지 않고 유입영역도 미미하므로 그 효과는 그렇게 크지 않는 것을 알 수 있다.

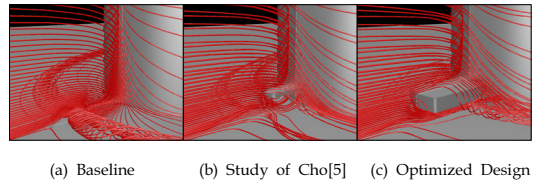
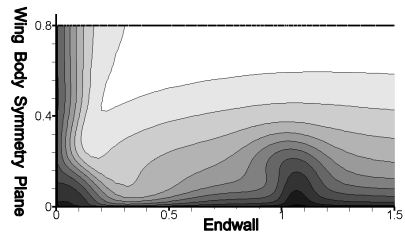
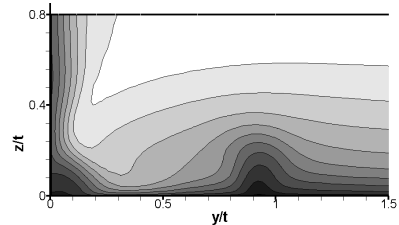


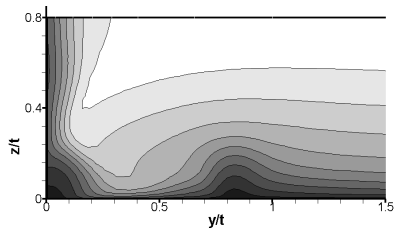
Fig. 3. Pathlines at the Leading Edge Plane



(a) Baseline



(b) Parametric Study of Cho[5]



(c) For Optimized Design

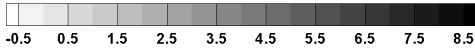


Fig. 4. Contours of Adjusted  $C_{p_t}$  at  $x/t=4.46$  Plane

Table 2. Summary of Benefit for the Optimized Leading Edge Fence Shape

Cases	% Reduction		
	Max. $NTKE_{ad}$ at Leading Edge plane	$NTKE_{ad}$ at Leading Edge plane	$C_{p_t,ad}$ at $x/t=4.46$ plane
Study of Cho[5]	29.8	15.1	4.0
Optimized Design	20.3(↓31.9)	22.4(↑48.3)	7.5(↑87.5)

Table 2는 Baseline 경우에 대한 Cho의 설계와 근사최적화 기법을 이용한 설계에 대한 유동 특성의 향상 정도를 나타낸 표이다. 날개 앞전 면 수정  $NTKE$ 의 최대값의 경우, Cho의 설계는 29.8%가 감소한 반면, 근사최적화를 통한 설계는 20.3%가 감소하여 Cho의 설계에 비해 감소비율이 오히려 31.9%가 감소한 것으로 나타났다. 이는 앞전 판의 윗면에서 발생하는 반대방향으로 회전하는 말굽와류에 의한 것이며 질량가중평균한 날개 앞전 면의 수정  $NTKE$ 는 근사최적화를 통한 설계 결과가 Cho의 설계에 비해 감소비율이 48.3% 더 증가한 것을 알 수 있다. 그리고 본 연구에서 목적함수로 정한 수정  $C_{p_t}$ 의 경우, 근사최적화를 통한 설계로 7.5% 감소하였으며 Cho의 설계보다 87.5% 더 감소하였다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 날개 앞전 말굽와류의 발생을 억제하여 날개 후류에서의 전압력 손실을 감소시키기 위해 설치한 앞전 판에 대해 근사최적화 기법을 통한 최적화를 실시하였다. 근사최적화

설계를 통해 Baseline 대비 수정 전압력 손실계수( $C_{p_t}$ )가 7.5% 감소하였으며, 또 다른 기준으로 삼은 Cho[5]의 설계결과 대비 87.5% 감소하였다.

#### 후 기

본 연구는 한국과학재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab., 2008-2006289)의 지원을 받아 수행된 연구임.

#### 참 고 문 헌

1. L. S. Langston, Secondary Flows in Axial Turbines-A Review, International Symposium Heat Transfer in Gas Turbine Systems, 2000.
2. O. P. Sharma, T. L. Butler, Predictions of Endwall Losses and Secondary flows in Axial Flow Turbine Cascades, Journal of Turbomachinery. Vol. 109, pp. 229-236, 1987.
3. H. Namgoong, C. M. Son and P. Ireland, U-bend Shaped Turbine Blade Cooling Passage Optimization, 12th AIAA / ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, 2008.
4. A. T. Lethander, K. A. Thole, G. Zess and J. Wagner, Optimizing the Vane-Endwall Junction to Reduce Adiabatic Wall Temperatures in a Turbine Vane Passage, ASME Paper GT2003-38940, 2003.
5. J. J. Cho, K. S. Kim, Controlling the Horseshoe Vortex by the Leading-Edge Fence at a Generic Wing-Body Junction, KSAS, Vol. 37, No. 4, pp. 336-343, 2009.
6. S. Olcmen, R. Simpson, An experimental study of a three-dimensional pressure-driven turbulent boundary layer, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 290, pp. 225-262, 1995.
7. G. A. Zess, K. A. Thole, Computational Design and Experimental Evaluation of Using a Leading Edge Fillet on a Gas Turbine Vane, Journal of Turbomachinery, Vol. 124, pp. 167-175, 2002.