

날개-평판 접합부에서의 날개 앞전 형상 최적화를 통한 유동특성 향상

조종재* · 김귀순**

Improvement of the Flow Characteristics by Optimizing the Leading-Edge Shape Around Airfoil/Flat-Plate Junction

Jongjae Cho* · Kuisoon Kim**

ABSTRACT

The present study deals with the optimization of the leading edge shape around a wing-body junction to minimize the strength of the horseshoe vortex, which is one of the main factor generating the secondary flow losses. For this purpose, approximate optimization method is used for the optimization. The study is performed by using FLUENTTM and iSIGHTTM. The total pressure coefficient for the optimized model was decreased about 9.79% compared with the baseline model.

초 록

본 논문에서는 2차유동손실을 일으키는 주요 요인 중의 하나인 말굽와류의 강도를 감쇄시키기 위해 일반적인 날개 앞전의 형상을 결정하는 변수를 정하고 이를 최적화 하였다. 근사최적화 기법을 이용 최적화를 수행하였다. 유동해석과 최적화 프로그램으로는 FLUENTTM과 iSIGHTTM를 이용하였다. 최적화 수행결과, 기준 모델의 경우에 비해 최적화된 모델의 경우 전압력 계수가 약 9.79% 감소하였다.

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

Nomenclature

Hp : pressure side horseshoe vortex
Hs : suction side horseshoe vortex

nvol : normalized volume
C_{Pt} : total pressure coefficient
= $(P_{t.in} - P_t)/0.5\rho U_{in}^2$
NTKE : normalized turbulent kinetic energy = k/U_{in}^2
k : turbulent kinetic energy
U : mean velocity(m/s)

† 2009년 7월 8일 접수 ~ 2009년 10월 23일 심사완료

* 학생회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: kuskim@pusan.ac.kr

ρ	: density(kg/m^3)
l	: length(m)
t	: airfoil thickness
δ_{99}	: boundary layer thickness at the rate of $U/U_{in}=0.99$
x, y, z	: streamwise, crossed streamwise, and spanwise directions
R_{ad}^2	: adjusted coefficient of determination $= 1 - \frac{(n-1)(1-R^2)}{n-p-1}$
n	: number of experimental points
p	: number of response function coefficient
R^2	: coefficient of determination $= 1 - \frac{SSE}{SST}$
SSE	: residual sum of squares $= SST - SSR$
SST	: total sum of squares $= \sum (y_i - \bar{y})^2$
SSR	: regression for sum of squares $= \sum (\hat{y}_i - \bar{y})^2$
y_i	: dependent variable at sample point
\bar{y}_i	: mean value of y_i
\hat{y}_i	: dependent variable at regression function
Subscripts	
in	: inlet
4.46	: plane at $x/t=4.46$
ad	: adjusted
t	: total or stagnation
FH	: Height of 3 rd NURBS Point
FH_A	: Height of 1 st NURBS Point
FL	: Length of 3 rd NURBS Point
FL_A	: Length of 2 nd NURBS Point
FL_B	: Length of 4 th NURBS Point
FL_C	: Length of 5 th NURBS Point

1. 서 론

터빈 익렬 내에서 발생하는 3차원 유동현상은 터빈의 효율과 직결되는 중요한 부분이다. 이 중 2차유동(Secondary flow)에 의해 발생하는 손실은 터빈 익렬(Turbine cascade)에서 전체 공기역학적 손실(Total aerodynamic loss)의 30~50%를 차지하며, 터빈 효율 향상에 있어 개선해야 될 중요한 부분으로 인식되고 있다[1].

2차유동은 Fig. 1에서 도시한 바와 같이 크게 익렬면과 끝벽(Endwall)에서의 경계층, 익렬 앞전(Leading edge)과 끝벽이 만나는 곳에서 발생하는 말굽와류(Horseshoe vortex), 익렬 유로 내부에서 발생하는 유로와류(Passage vortex), 익렬면과 끝벽이 만나는 모서리에서 발생하는 모서리와류(Corner vortex) 등으로 구성되어 있다[2]. 특히, Fig. 1의 Sharma[1]에 의해 연구된 2차유동 도시 모델에서 볼 수 있듯이 흡입면 말굽와류의 경우, 유동이 후류(Downstream)로 흘러감에 따라 벽면의 측면유동(Cross flow)과 상호작용하여 유로와류로 전환되고 그 크기가 커지는 것을 알 수 있다.

2차원 경계층과 평면에 수직한 물체에 의해 발생하는 역압력구배(Adverse pressure gradient)의 상호작용에 기인하여 나타나는 말굽와류(Horseshoe vortex) 현상은 익형 및 익렬 앞전(Leading edge)에서의 3차원 유동, 다리 교각에서의 유동, 평지에서 서 있는 건물 주위의 유동 등과 같이 흔히 관찰될 수 있는 유체역학의 현상일 뿐만 아니라, 말굽와류를 발생시키는 물체 주위의 열 및 물질전달 현상과 연관되어 오래전부터 많은 연구의 대상이 되어왔다. 말굽와류로 대표되는 이러한 3차원 유동현상은 필연적으로 주유동에 대한 2차 유동의 형태로 발생됨으로, 유동손실을 유발하게 된다. 하지만, 말굽와류발생은 평면 경계층이 존재하는 이상 피할 수 없는 현상이므로 말굽와류가 발생하는 물체의 기하학적인 형상을 변화시켜 역압력구배가 발생하는 원인 및 현상을 억제시킴으로써 유동손실을 감소시킬 수 있다.

따라서 이러한 방법을 이용하여 유동손실을 줄이기 위한 연구가 필요하며 오래전부터 관련 기초연구 및 응용연구가 진행되어왔다. 기초연구로 Eckerle와 Langston[3]은 말굽와류의 형성과정을 표면유동가시화, 표면정압력측정 등의 실험을 통해 상세하게 고찰하였다. 그리고 말굽와류가 발생하는 물체의 기하학적인 형상을 변화를 통한 말굽와류의 발생을 제어하기 위한 응용연구로 Kubendran, Harvey[4]는 길이와 높이가 다른 직선형태의 날개 앞전 Fillet 형상과 곡선형태의 날개 앞전 Fillet 형상에 대해 연구하였으며, Devenport[5] 등은 "Strake"라 명명한 곡선형태의 앞전 Fillet을 이용하여 실험적인 방법으로 연구를 하였으며, 그 효과를 확인하였다. Zess, Thole[6]은 날개 앞전 Fillet 형상에 대해 Laser Doppler Velocimeter를 이용하여 터빈 유로의 4 지점의 면에 대해 유동장을 측정하였으며 이를 RNG k-ε 난류모델을 사용한 수치해석결과와 비교하였다. 또한, Cho, Kim[7]은 날개 앞전에 모서리 홈(Leading-edge chamfer)를 설치하여 날개 선단에서의 유동정체로 인한 높이 방향으로의 압력구배로 인해 날개 선단에서 바닥면으로 흐르는 유동이 바닥면에서 다시 상류(Upstream)로 흐르는 것을 차단하는 방법으로 말굽와류 발생강도를 제어하였다. 그리고 Cho, Kim[8]은 날개 앞전에 판(Fence)를 설치하여 날개 선단에서의 유동정체로 인한 높이 방향으로의 압력구배로 인해 날개 선단에서 바닥면으로 흐르는 유동의 흐름을 차단하는 방법으로 말굽와류 발생강도를 제어하였다.

본 논문에서는 Cho, Kim[7,8]의 말굽와류의 발생 강도를 제어하는 방법들을 이용하여, 최적화 기법으로 날개 앞전 형상 최적화를 실시하였다. 그리고 말굽와류 발생강도 약화에 의한 유동 특성 향상 효과를 극대화 하도록 하였다.

하지만, 이러한 최적화 결과를 얻기 위해서는 국부최적화 기법을 사용할 경우, 수십 회 이상의 해석 횟수가 요구되며 전역최적화 기법을 사용할 경우에는 수백회 이상의 해석횟수를 필요로 한다. 또한 설계를 완료하기 위해 소요되는 시간

은 일 회의 해석시간에 비례하므로 설계 결과를 얻기 위해 소요되는 시간이 너무 오래 걸리는 문제점이 있다. 이와 같은 문제점을 극복하고 최적화의 효율성을 높이기 위해서 본 논문에서는 1970년대에 도입된 근사최적화방법(Approximate optimization design method)을 이용하여 연구를 수행하였다. 최적화를 위해 최적화 상용프로그램인 iSIGHT™를 이용하였으며, 상용 프로그램인 Gambit™을 형상 모델링 및 격자생성을 위해 사용하였다. 유동해석을 위해서는 상용 프로그램인 FLUENT™를 사용하였다. 그리고 모든 과정이 순차적으로 실행될 수 있도록 통합하여 연구를 수행하였다.

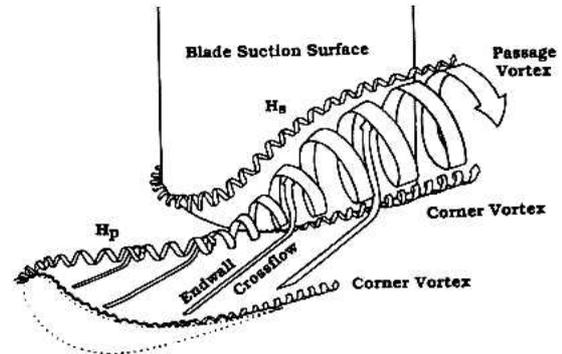


Fig. 1 Secondary Flow Vortices[1]

2. 본 론

2.1 수치해석 기법 및 모델

본 연구에 사용된 해석 기본 모델로는 Ölçmen과 Simpson[9, 10]의 모델을 사용하였다. 블레이드는 NACA 0020의 기본 형태에 앞전의 횡단면(Cross section)이 3:2의 타원형태를 가지며, 코드길이는 30.5 cm, 두께는 7.17 cm이다.

유동해석을 위해 3차원 비압축성 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 계산은 모두 2차의 공간정확도 조건으로 하였다. 또한 경계면은 Jones와 Clarke[11]의 연구에서 설정한 것처럼 Fig. 2와 같이 설정하였다. 경계조건은 유입 유동의 경우, 속도를 고정하는 velocity inlet 조건을 사용하였고 유출유동은 pressure outlet 조

건을 사용하였다. 입구 속도 (U_{in})는 27 m/s에서 경계층의 두께 (δ_{99})는 36 mm, 난류강도는 0.2%이며 블레이드 두께 기준 레이놀즈수는 1.15×10^5 이다. 총 계산격자는 약 74만개이다.

난류모델은 Zess와 Thole[6]의 연구에서 검증된 Yakhot, Orszag[12]의 RNG k- ϵ 모델을 사용하였으며, 벽면처리기법으로는 non-equilibrium 기법을 사용하였다.

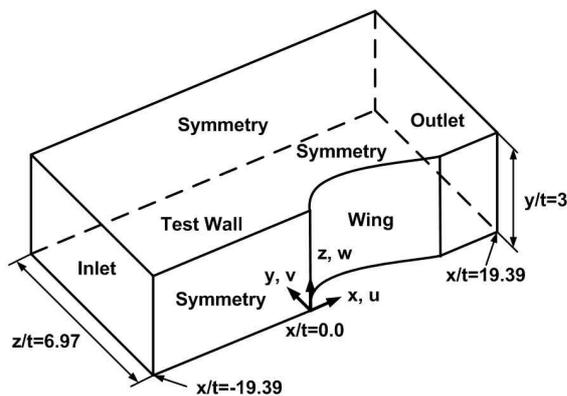


Fig. 2 Perspective View of Wing-Body Junction[11]

2.2 근사최적화 기법

근사최적화 기법은 선정된 설계변수(Design variable)를 바탕으로 적절한 설계변수 분포를 선택하는 실험계획법(Design of experiments)과 실험계획법을 통해 만들어진 설계변수 분포와 목적함수(Object function) 사이의 관계를 수학적 모델로 근사화하여 근사면을 모델링하는 근사해석모델(Approximate analysis model) 기법, 그리고 근사해석모델 기법으로 만들어진 근사면에 대해 최적화를 수행하는 최적화 기법으로 구성된다.

실험계획법으로는 설계영역 내의 실험점들을 균일하게 분포되도록 선택하는 optimal latin hyper cube[13] 방법을 이용하였으며, 총 50개의 샘플점을 선정하였다. 계산 수렴조건은 모든 방정식이 10^{-5} 까지 수렴하도록 하였다. 인텔 코어 i7 프로세서를 사용하여 계산한 결과, 샘플점 하나당 60분이 소요되었다. iSIGHT™에 포함된 근사해석모델 기법으로는 반응면 기법(RSM,

Response surface model)[14]과 RBF (Radial basis function approximation)기법이 있으며, 본 연구에서는 널리 사용되고 있는 반응면 기법을 이용하여 근사면을 생성하였다. 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 최적화 절차

근사최적화설계 기법을 적용하여 말굽와류를 감쇄시키는 성능을 가진 날개 앞전 판을 최적화하기 위해 Fig. 3과 같은 최적화 절차를 거쳐 최적화를 수행하였다.

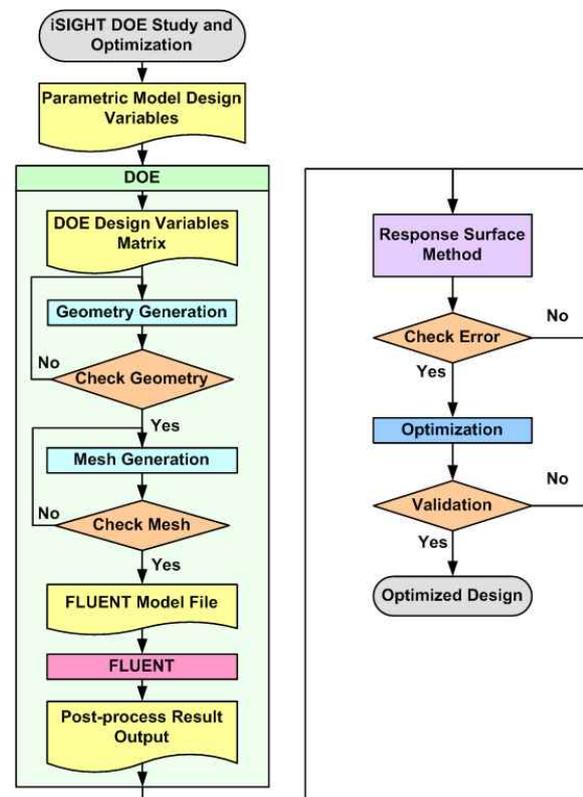


Fig. 3. Flow Chart of Optimization Algorithm

최적화 절차는 먼저, 최적의 목적함수 값을 얻기 위한 설계변수를 선정한다. 그리고 민감도 검사(Sensitivity check)를 통해 목적함수에 큰 영향을 주지 않는 설계변수를 제거하고, 남은 설계변

수를 기반으로 optimal latin hypercube을 이용한 실험계획법으로 설계변수의 분포를 만든다. 그리고 각각의 설계변수에 대해 상용 설계 및 격자 생성 프로그램인 Gambit™을 이용하여 날개 앞전 형상을 형성한 후, 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_{ud}^2) 값으로 확인하여 반응면의 정확도를 측정한다. 수정결정계수 값이 1에 근접할수록 반응면은 실제함수에 근접하다고 할 수 있다. 오차가 클 경우에는 반응면의 정확도를 확보할 때까지 샘플점을 추가, 제거 또는 재배열하여 원하는 정확도의 반응면을 재 생성한다. 정확도가 확보된 반응면에서 유전자 알고리즘을 통해 최적값을 찾은 다음, 최적값의 신뢰성 확보를 위해 획득한 최적값에 해당하는 설계변수로 FLUENT™를 이용하여 계산한 결과값과 근사최적화설계 기법으로 찾은 최적값을 비교하여 오차정도를 확인한다. 결과값이 오차정도를 만족할 경우에는 그 결과값에 해당하는 설계변수를 기준으로 경사탐색 기법을 이용하여 최종 최적값을 획득한다. 만약, 오차정도를 만족하지 못할 경우에는 오차정도를 만족할 때까지 샘플점을 추가, 제거 또는 재배열하여 반응면을 재 생성한다.

24 설계변수 및 목적함수

최적화를 위해서는 원하는 목적함수를 찾을 때까지 설계변수를 바꾸면서 반복계산을 수행해야 된다. 이때 설계변수는 주어진 제약조건 (Constraint condition)을 만족해야 한다.

본 논문에서는 날개 앞전에 모서리 홈을 설치하여 날개 선단에서의 유동정체로 인한 높이 방향으로의 압력구배로 인해 날개 선단에서 바닥면으로 흐르는 유동이 바닥면에서 다시 상류로 흐르는 것을 차단하는 방법으로 말굽와류 발생 강도를 제어한 논문[7]과 날개 앞전에 판을 설치하여 날개 선단에서의 유동정체로 인한 높이 방향으로의 압력구배로 인해 날개 선단에서 바닥

면으로 흐르는 유동의 흐름을 차단하는 방법으로 말굽와류 발생강도를 제어한 논문[8] 등의 말굽와류의 발생강도를 제어하는 방법의 특징을 이용하여 날개 앞전 형상에 대해 근사최적화 기법을 이용하여 최적화를 실시하였다.

최적화를 위한 설계변수는 Fig. 4와 같이 날개 앞전 형상을 구성하는 다섯 점의 위치를 나타내는 좌표로 설정하였다. I_{FH} 는 세번째 점의 높이를 나타내며, $I_{FH,A}$ 는 첫번째 점의 높이를 나타낸다. 그리고 I_{FL} 는 세번째 점의 날개 앞전 기준 거리를 나타내며, $I_{FL,A}$, $I_{FL,B}$, $I_{FL,C}$ 는 두 번째, 네 번째, 다섯 번째 점의 날개 앞전 기준 거리를 나타낸다. I_{FH} , $I_{FH,A}$, I_{FL} 등의 설계변수들은 경계층 두께(δ_{99})로 무차원화 하였으며, $I_{FL,A}$, $I_{FL,B}$, $I_{FL,C}$ 등의 설계변수들은 I_{FL} (세번째 점의 날개 앞전 기준 거리)로 무차원화 하였다.

Figure 4의 다섯 점들에 대해서는 NURBS (Non-uniform rational basis spline)[15]를 이용하여 날개 앞전 형상을 형성하였다. 설계변수의 보조제약조건(Side constraints)은 매개변수에 대한 이전 연구와 형상간섭, 제작가능성 등을 고려하여 Eq. 1과 같이 정하였다.

$$\begin{aligned} 0.20 &\leq I_{FH}/\delta_{99} \leq 0.40 \\ 0.50 &\leq I_{FH,A}/\delta_{99} \leq 1.50 \\ 0.75 &\leq I_{FL}/\delta_{99} \leq 1.25 \\ 0.40 &\leq I_{FL,A}/I_{FL} \leq 0.60 \\ 0.30 &\leq I_{FL,B}/I_{FL} \leq 0.50 \\ 0.00 &\leq I_{FL,C}/I_{FL} \leq 0.05 \end{aligned} \quad (1)$$

$$\text{Minimize } F(\vec{X}) = \frac{\int C_{Pr} \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}_i \Big|_{Sample}}{\int \rho \vec{u} \cdot d\vec{A}_i \Big|_{Sample}} \quad (2)$$

$$\text{Minimize } F(\vec{X}) = \frac{Volume|_{Sample}}{Volume|_{Baseline}}$$

목적함수는 Eq. 2와 같이, Fig. 4에 표시된 x/t 가 4.46인 면에서 전압력 손실계수(Total pressure loss coefficient, C_{pt})의 질량가중평균(Mass-weighted average)한 값을 기준 모델(Baseline model)에 대한 값으로 무차원화한 값과 날개의 부피를 최소화하는 것으로 하였다. x/t 가 4.46인 지점은 날개 뒷전(Tailing edge)에서 x/t 가 0.16 떨어진 지점으로, 뒷전에서 발생하는 후류(Wake)와 모서리 와류(Corner vortex), 그리고 말굽 와류가 서로 상호작용하는 지점이다.

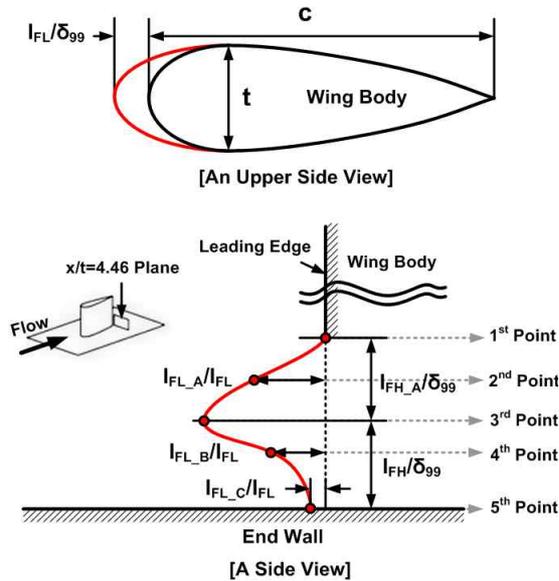


Fig. 4. Schematic Views of Fence

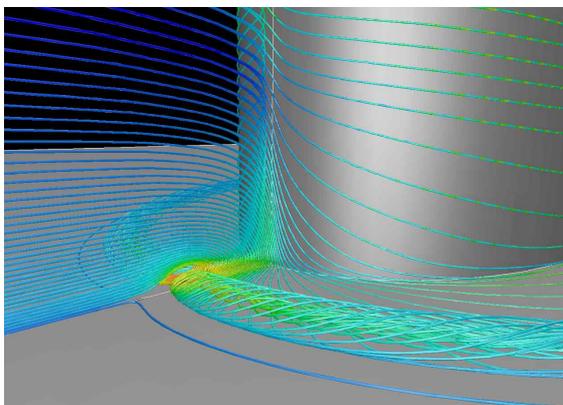
3. 결과 및 고찰

앞서 선택한 설계변수와 제약조건, 목적함수를 바탕으로 정해진 최적화 절차를 통해 근사최적화를 실시하였다. 최적화에 앞서 민감도 검사를 통해 목적함수에 미치는 영향이 크지 않은 설계변수를 제거하였다. 그 결과로 I_{FL_A} , I_{FL_B} , I_{FL_C} 등의 설계변수가 제거되었으며, 비교적 좋은 목적함수 값을 나타내는 0.6, 0.4, 0.0을 고정 값으로 사용하였다.

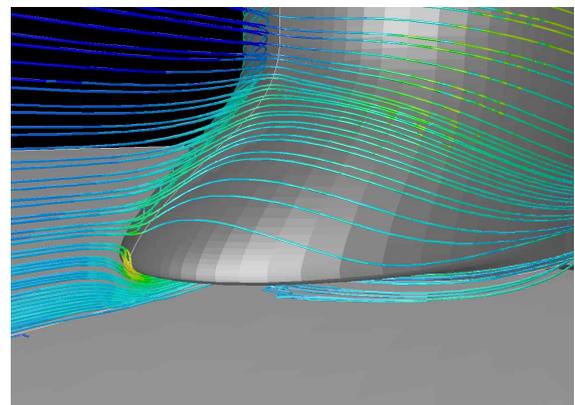
Table 1. Summary of Errors

R_{ad}^2	0.978
Difference Between Prediction and Actual Results (%)	0.154

민감도 검사를 통해 수정한 설계변수를 이용하여 최적화를 실시한 결과, Table 1과 같이 수정결정계수(R_{ad}^2 , Adjusted coefficient of determination)가 허용치 0.9를 초과하는 0.978이 나왔으며, 생성된 근사면을 통해 획득한 최적값과 획득한 최적값에 해당하는 설계변수로 전산해석한 결과값과의 오차는 0.154%로 나타났다. 이를 통해 근사해석모델 기법으로 형성한 근사면의 신뢰성을 확보할 수 있었다. 그리고 형성한 근사면



(a) Baseline Design



(b) optimized profile

Fig. 5. Pathlines at Leading Edge Plane

을 바탕으로 최적화를 실시한 결과 Table 2와 같은 최적화 변수를 획득할 수 있다.

Table 2. Summary of Optimized Leading Edge Fence Geometry

Design Variables	Results of Optimization
l_{FH}/δ_{99}	0.21
l_{FLA}/δ_{99}	1.17
l_{FL}/δ_{99}	1.13
l_{FLA}/l_{FL}	0.60
l_{FLB}/l_{FL}	0.40
l_{FLC}/l_{FL}	0.00
nvol	1.0079

Figure 5(a), (b)는 기준 모델과 최적화를 통해 획득한 형상에 대한 날개 앞전 부근에서의 Pathline을 나타낸 것이다. Figure 5(a)의 기준 모델의 경우, 바닥면에서 강한 말굽와류가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이에 비해, 최적화 결과의 경우, 기준 모델에 비해 말굽와류의 강도가 현저히 감소한 것을 알 수 있다.

Figure 6(a), (b)는 각 형상에 대한 날개 앞전 면에서의 NTKE값이다. NTKE는 공기역학적 손실의 중요한 요인 중의 하나인 난류운동에너지(Turbulent kinetic energy)를 유동입구 속도의 제곱으로 나누어 무차원화한 값(k/U_{in}^2)이다. Figure 6(a)에서 볼 수 있듯이 기준 모델의 경우, $(-0.27(x/t), 0.03(z/t))$ 인 지점이 말굽와류의 중심으로 높은 난류운동에너지 영역이 나타나는 것을 알 수 있다. Figure 6(b)의 형상의 경우, 날개 앞전부의 모서리 부분에서 약간 높은 NTKE값이 나타나는 것을 알 수 있다. 하지만, 날개 앞전 바닥면에서 높이 방향으로의 정압력(Static pressure) 구배에 의해 발생하는 날개 앞전면에서 바닥면으로 흐르는 유동을 NURBS 형상의 앞전 형상이 차단함과 동시에 역압력 구배의 정도를 완만하게 함으로써, 기준 모델에서 발생하던 말굽와류 중심의 높은 난류운동에너지 영역은 말굽와류의 강도가 약해짐에 따라 현저히 감소된 것을 알 수 있다.

Figure 7은 기준 모델에 대한 $x/t=4.46$ 인 면에서의 NTKE값이다. Figure 7에서 볼 수 있듯이 날개 앞전 면에서 발생한 강한 말굽와류와 모서리 와류, 날개면에서 바닥면으로 흐르는 유동에 의해 $(0.1(y/t), 0.1(z/t))$ 인 지점과 $(1.1(y/t), 0.25(z/t))$ 인 지점에서 높은 난류운동에너지 영역

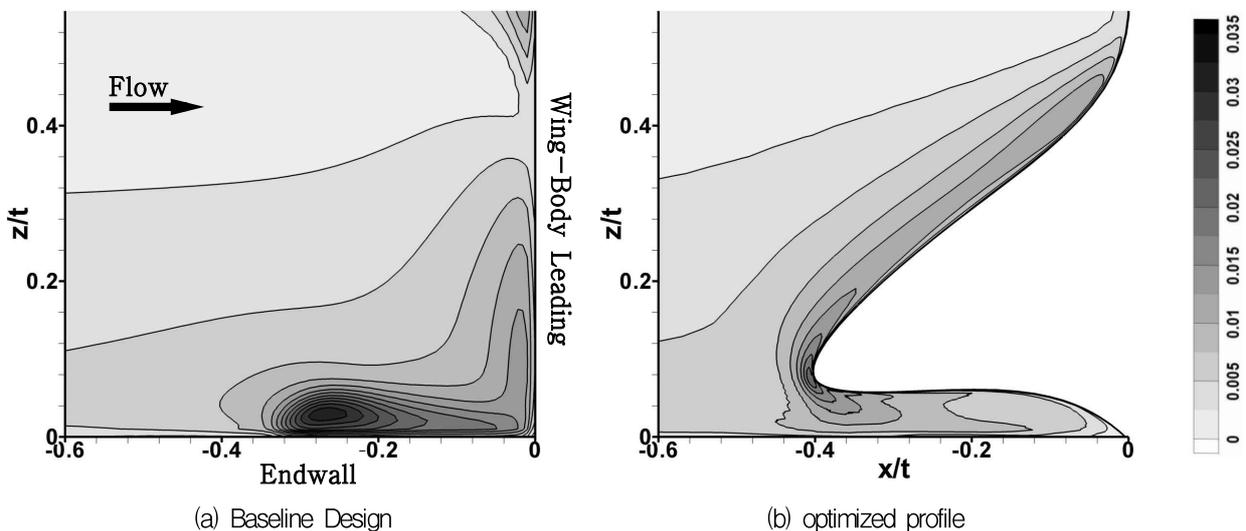


Fig. 6. Contours of NTKE at Leading Edge Plane

이 나타나는 것을 알 수 있다. 이러한 높은 난류 운동에너지를 가지는 와류영역이 바닥면의 낮은 운동에너지를 갖는 경계층 영역을 통과함에 따라 전압력 손실이 발생한다.

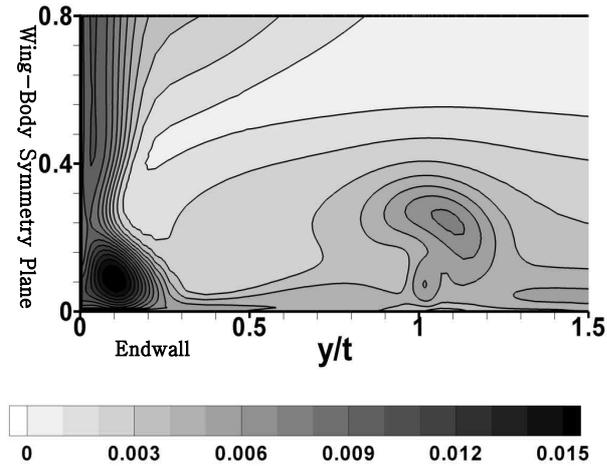


Fig. 7. Contours of NTKE at $x/t = 4.46$ Plane

Figure 8(a), (b)는 각 형상에 대한 날개 앞전 면에서의 전압력 계수 값(C_{Pt})이다. Figure 8(a)의 기준 모델에서 볼 수 있듯이, 날개 앞전 면에서 발생한 강한 말굽와류와 모서리 와류, 날개면에서 바닥면으로 흐르는 유동 등이 바닥면의 낮은 운동에너지를 갖는 경계층 영역을 통과하면서 전압력 손실이 발생하는 것을 볼 수 있다. 특히, y/t 가 약 1.1인 지점에서 말굽와류에 의해 전압력 손실이 다른 곳 보다 높게 나타나는 것을 알 수 있다. Figure 8(b)는 최적화를 통한 결과로,

y/t 가 약 0.7인 지점에서 전압력 손실이 바닥면의 다른 곳 보다 약간 높게 나타나는 것을 알 수 있으며, 말굽와류의 강도가 감소함에 따라 날개면에서 바닥면으로 흐르는 유동의 흐름 또한 감소하여 모서리 부분에 기준 모델에 비해 높은 전압력 손실이 발생하는 것을 알 수 있다. 하지만, 날개 앞전 형상 최적화에 의해 말굽와류의 강도가 감소함에 따라 전압력 손실이 기준 모델에 비해 많이 감소한 것을 볼 수 있으며, 기준 모델에 비해 전압력 손실이 높게 나타나는 지점이 날개면 쪽에 더 근접한 것을 알 수 있다.

Table 3. Summary of Benefit for Leading Edge Shape

Cases	Max. NTKE at Leading Edge plane	NTKE at Leading Edge plane	C_{Pt} at $x/t = 4.46$ plane
Baseline	0.03195	0.00563	0.10088
Leading-Edge Chamfer [7]	0.01920 (▼ 39.9%)	0.00528 (▼ 6.2%)	0.09992 (▼ 0.95%)
Leading-Edge Fence [8]	0.02243 (▼ 29.8%)	0.00478 (▼ 15.1%)	0.09686 (▼ 4.00%)
Optimized Leading-Edge	0.02172 (▼ 32.0%)	0.00410 (▼ 27.2%)	0.09100 (▼ 9.79%)

Table 3은 기준 모델에 대한 Cho, Kim[7, 8]의 설계와 근사최적화 기법을 이용한 설계에 대한 유동특성의 향상정도를 나타낸 표이다. 날개 앞전

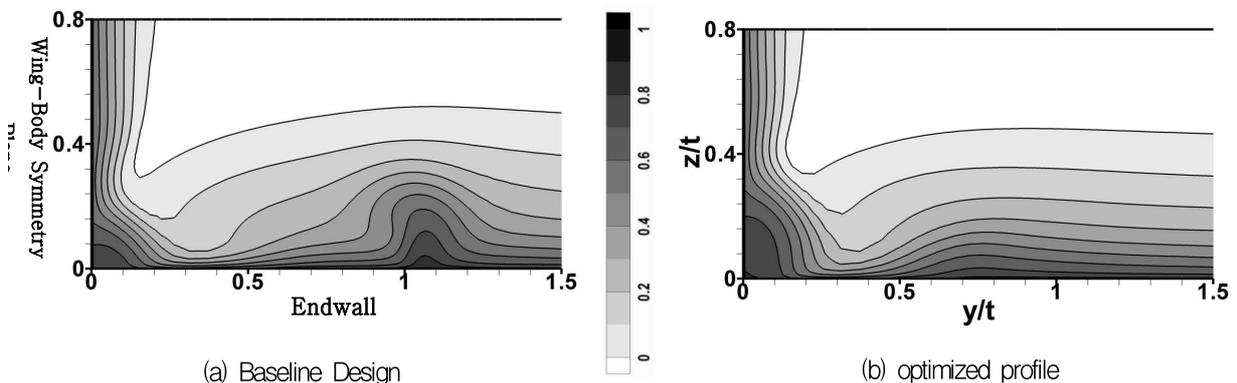


Fig. 8. Contours of C_{Pt} at $x/t = 4.46$ Plane

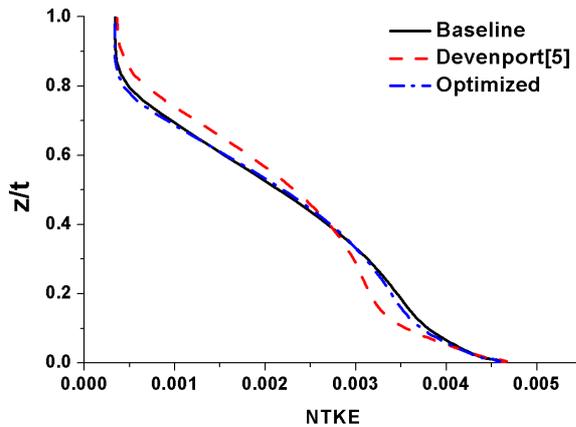
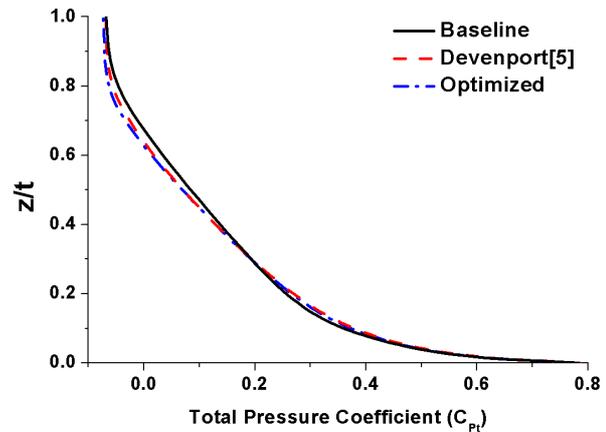


Fig. 9. NTKE Graphs at Outlet Plane

면 NTKE의 최대값의 경우, 날개 앞전 모서리 홈을 이용한 설계는 39.9%가 감소하였으며, 앞전 판을 이용한 설계는 29.8%가 감소하였다. 반면, 근사최적화를 통한 설계는 32.0%가 감소하였다. 그리고 질량가중평균한 날개 앞전 면의 NTKE 값은 근사최적화를 통한 설계가 다른 설계에 비해 감소율이 더 높게 나타났다. 또한, x/t 가 4.46인 면에서 질량가중평균한 C_{pt} 값의 경우, 근사최적화를 통한 설계가 다른 설계에 비해 높은 감소율을 나타냈으며, 기준 모델 대비 9.79% 감소하였다.

Figure 9는 기준 모델과 Devenport[5]의 설계 그리고 최적화 모델의 유동 출구 면에서의 NTKE 값을 나타낸 그래프로, 그래프의 NTKE 값은 y 방향에 대해 평균한 것이다. 기준 모델과 최적화 모델의 경우, 발생하는 말굽와류가 후류로 흘러감에 따라 확산되어 난류운동에너지 값이 서로 비슷하게 나타나나, 최적화 모델이 조금 더 낮게 나오는 것을 알 수 있다. Devenport 모델의 경우, z/t 가 0.4 이하일 때는 다른 두 모델보다 낮은 난류운동에너지 값을 보이지만, 그 이상일 때는 오히려 다른 두 모델보다 더 크게 나타나는 것을 알 수 있다.

Figure 10은 기준 모델과 Devenport의 모델 그리고 최적화된 모델의 유동 출구 면에서의 C_{pt} 를 y 방향에 대해 평균한 값을 나타낸 그래프이다. z/t 가 0.25보다 작은 경우에는 기준 모델이 다른 두 모델보다 C_{pt} 값이 작게 나오지만, 클

Fig. 10. C_{pt} Graphs at Outlet Plane

경우에는 다른 두 모델이 기준 모델보다 C_{pt} 값이 크게 나오는 것을 알 수 있다. 최적화된 모델과 Devenport 모델을 비교해 보면, 최적화된 모델이 z/t 가 0.6 이상이 지점부터 Devenport 모델에 비해 좀더 낮은 C_{pt} 값을 나타내는 것을 알 수 있다. 또한, 기준모델을 기준으로 Devenport 모델은 부피의 증가가 2.17%이나, 최적화 모델은 부피의 증가가 0.79% 정도로 Devenport 모델에 비해 1/3에 불과하였다.

4. 결 론

본 논문에서는 날개 앞전에 모서리 홈(Leading-edge chamfer)를 설치하여 날개 선단에서의 유동정체로 인한 높이 방향으로의 압력구배로 인해 날개 선단에서 바닥면으로 흐르는 유동이 바닥면에서 다시 상류(Upstream)로 흐르는 것을 차단하는 방법으로 말굽와류 발생강도를 제어한 논문[7]과 날개 앞전에 판(Fence)를 설치하여 날개 선단에서의 유동정체로 인한 높이 방향으로의 압력구배로 인해 날개 선단에서 바닥면으로 흐르는 유동의 흐름을 차단하는 방법으로 말굽와류 발생강도를 제어한 논문[8] 등의 말굽와류의 발생강도를 제어하는 방법의 특징을 이용하여 날개 앞전 형상에 대해 근사최적화 기법을 이용하여 최적화를 실시하였다.

최적화 결과를 통해, 기준 모델에 비해 난류운

동에너지(NTKE) 값이 27.2% 감소하였으며, 전압력 계수(C_{pt}) 값 또한, 9.79% 감소하였다. Devenport[5] 모델과의 비교에서도 기준 모델 대비 부피의 증가가 1/3 정도였으며, 위치에 따라 전압력 계수 값이 비슷하거나 조금 더 낮게 나왔다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원받아 수행되었습니다(2008-2006289).

참 고 문 헌

- Sharma O. P., Butler T. L., "Predictions of Endwall Losses and Secondary Flows in Axial Flow Turbine Cascades," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, 1987, pp. 229-236.
- Langston L. S., "Secondary Flows in Axial Turbines - A Review," *International Symposium Heat Transfer in Gas Turbine Systems*, 2000.
- Eckerle, W. A. and Langston, L. S., "Horseshoe Vortex Formation Around a Cyliner," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, 1987, pp. 278~285.
- Kubendran, L. R. and Harvey, W. D., "Juncture Flow Control Using Leading-Edge Fillets," 1985, AIAA-85-4097.
- Devenport, W. J., Simpson, R.L., Dewitz, M.B and Agarwal, N.K. "Effects of a Leading-Edge Fillet on the Flow Past an Appendage-Body Junction," *AIAA J.*, Vol. 30, No. 9, 1992, pp. 2177-2183.
- Zess, G. A. and Thole, K. A., "Computational Design and Experimental Evaluation of Using a Leading Edge Fillet on a Gas Turbine Vane," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 124, 2002, pp. 167-175.
- 조종재, 김귀순, "단순 날개-몸체 접합부에서의 앞전 모서리 홈에 의한 말굽와류 제어," *한국추진공학회지*, Vol. 13, No. 2, 2009, pp. 26-34.
- 조종재, 김귀순, "일반적인 날개 형상에서의 앞전 판에 의한 말굽와류 제어," *한국항공우주학회지*, Vol. 37, No. 4, 2009, pp. 336-343.
- Ölçmen, S. and Simpson, R., "An Experimental Study of a Three-Dimensional Pressure-Driven Turbulent Boundary Layer," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 290, 1995, pp. 225-262.
- Ölçmen, S. and Simpson, R., "Some Features of a Turbulent Wing-body Junction Vortical Flow," 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1997, AIAA-97-0651.
- Jones, D. and Clarke, D., "Simulation of a Wing-Body Junction Experiment Using the Fluent Code," Dsto-tr-1731, Defence Science and Technology Organization, Australian Government, Department of Defense, 506 Lorimer St., Fishermans Bend, Victoria 3207, Australia, 2005.
- Yakhot V. and Orszag S. A., "Renormalization Group Analysis of Turbulence. 1. Basic Theory," *Journal of Science Computation*, Vol. 1, 1986, pp. 3-51.
- Bates, J. S., Sienz, J. and Toropov, V. V., "Formulation of the Optimal Latin Hypercube Design of Experiments Using a Permutation Genetic Algorithm," *AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 2004, AIAA Paper 2004-2011.
- Myers, R. H. and Montgomery, D. C., "Response Surface Methodology - Process and Product Optimization Using Designed Experiments," John Wiley & Sons, New York, 1995.
- Les Piegl and Wayne Tiller, "The NURBS Book," Springer-Verlag, 1995.