

## 단순 날개-몸체 접합부에서의 앞전 모서리 홈에 의한 말굽와류 제어

조종재\* · 김귀순\*\*

## Controlling the Horseshoe Vortex by Leading-Edge Chamfer at a Generic Wing-Body Junction

Jongjae Cho\* · Kuisoon Kim\*\*

### ABSTRACT

Secondary flow losses can be as high as 30~50% of the total aerodynamic losses for a turbo-machinery blade or stator row. These are important part for improving a turbine efficiency. Therefore, many studies have been performed to decrease the secondary flow losses. The present study deals with the chamfered leading-edge at a generic wing-body junction to decrease the horseshoe vortex, one of factors to generate the secondary flow losses, and investigates the vortex generation and the characteristics of the horseshoe vortex with the chamfered height, and depth of the chamfer by using FLUENT™. It was found that the total pressure loss for the best case can be decreased about 1.55% compare to the baseline case.

### 초 록

터빈 익렬 내에서 발생하는 2차유동손실은 터빈 동익 또는 정익렬에서 전체 공기역학적 손실의 30~50%차지하며, 터빈 효율 향상에 있어 개선해야 될 중요한 부분으로 인식되고 있으며, 과거부터 2차유동에 의한 손실을 줄이기 위한 많은 연구들이 수행되었다. 본 논문에서는 2차유동손실을 일으키는 요인 중의 하나인 말굽와류의 강도를 감소시키기 위해 일반적인 날개 앞전에 모서리 홈을 설치하였으며, 설치 홈의 높이 및 깊이 등의 형상 변수를 변화시켜가면서 말굽와류의 발생 영역 및 강도의 감소 특성 및 구조에 대해 상용코드인 FLUENT™를 이용하여 수치해석적인 방법으로 연구하였다. 그리고 최상의 경우, 기준 모델의 경우보다 전압력 손실이 약 1.55% 감소함을 발견하였다.

Key Words: Horseshoe Vortex(말굽 와류), Secondary Flow Losses(2차 유동 손실), Chamfered Leading-Edge(앞전 모서리 홈)

† 2008년 10월 28일 접수 ~ 2009년 2월 7일 심사완료

\* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

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

### Nomenclature

Hp : pressure side horseshoe vortex

- Hs : suction side horseshoe vortex
- C<sub>Pt</sub> : 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)
- x, y, z : streamwise, spanwise, and normal to endwall directions
- $\delta_{99}$  : boundary layer thickness at the rate of  $U/U_{in}=0.99$
- $\rho$  : density( $kg/m^3$ )

Subscripts

- in : inlet
- 4.46 : plane at  $x/t=4.46$
- t : total or stagnation
- CH, CD : chamfer hight, depth

1. 서 론

가스터빈 엔진은 산업 및 군사용 기기의 동력원으로 널리 사용되고 있다. 가스터빈 엔진에 있어서 터빈은 연소실로부터 나온 고온, 고압의 유동으로부터 일을 받는 역할을 하므로 설계가 까다로운 핵심부품 중의 하나이다. 따라서 터빈의 효율 향상은 가스터빈 엔진의 전체적인 성능향상과 직결되는 중요한 문제이다.

특히, 터빈 익렬 내에서 발생하는 3차원 유동 현상은 터빈의 효율과 직결되는 중요한 부분이다. 3차원 유동 현상으로는 익렬유로(Cascade passage)에서 발생하는 2차유동(Secondary flow)과 말단간극(Tip clearance)의 누설유동(Leakage flow) 등이 있다. 이 중 2차유동에 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 구성되어있다[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.

말굽와류로 대표되는 이러한 3차원 유동현상은 필연적으로 주유동에 대한 2차유동의 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]는 “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- $\epsilon$  난류모델을 사용한 수치해석결과와 비교하였다.

본 논문에서는 일반적인 날개 앞전 날개-몸체 접점부(Junction)에 모서리 홈(Chamfer)을 설치하여 기존의 Fillet을 통한 감쇄방법과는 다르게 대상물의 부피를 증가시키지 않는 방법으로 말굽와류의 제어를 통한 전압력 손실의 감소를 시도하였으며, 날개 앞전에 설치된 모서리 홈의 높이 및 깊이에 대한 와류 발생정도 및 특성에 대해 살펴보았다. 유동해석은 상용코드인 FLU-ENT™를 이용하였다.

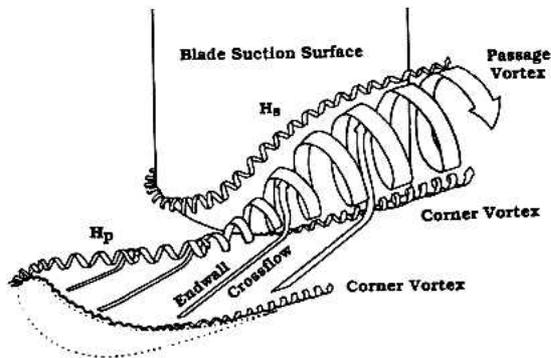


Fig. 1 Secondary Flow Vortices[1]

## 2. 본 론

### 2.1 수치해석 기법 및 모델

본 연구에 사용된 해석 기본모델로는 Ölçmen과 Simpson[7, 8]의 모델을 사용하였다. 블레이드는 NACA 0020의 기본 형태에 앞전의 횡단면(Cross section)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 경계면은 Jones와 Clarke[9]의 연구에서 설정한 것처럼, Fig. 2와 같이 설정하였다. 경계조건은 유입유동의 경우 속도를 고정하는 Velocity inlet 조건을 사용하였고 유출유동은 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[6]의 연구에서 검증된 Yakhot, Orszag[10]의 RNG k- $\epsilon$  모델을 사용하였으며, 벽면처리기법으로는 Non-equilibrium 기법을 사용하였다. Figure 3의 난류모델과 실험에 따른 날개 앞전면에서의 유동장을 비교한 그림에서 볼 수 있듯이 RNG k- $\epsilon$  난류모델이 실험결과와 비교했을 때, 말굽와류의 발생을 잘 모사할 수 있는 것을 알 수 있다.

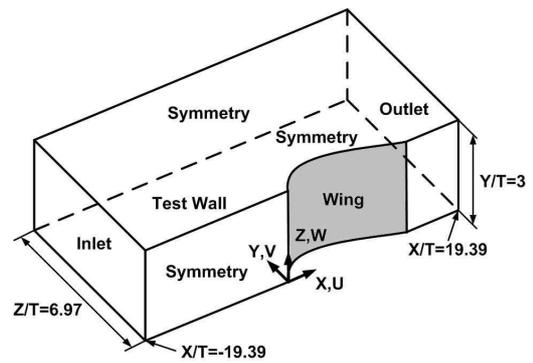


Fig. 2 Perspective View of Wing-Body Junction

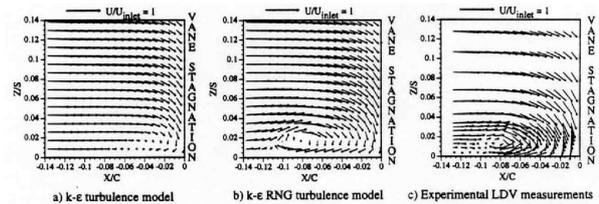


Fig. 3 Vector Fields according to Turbulence Models and Experiment[11]

Figure 4는 수치해석 및 격자의 신뢰성 검증을 위해 Ölçmen과 Simpson의 실험결과[7, 8]와 각 격자수에 따른 값을 나타낸 그래프이다. x축은 z 방향(바닥면에 수직한 방향)의 값을 t로 나누는 값이며, y축은  $y/t=0.0$ 이고,  $x/t=-0.05, -0.351, -0.861$ 인 지점에서 z방향의 난류운동에너지를 입구속도( $U_{in}$ )의 제공으로 나누어 무차원화한 값 ( $k/U_{in}^2$ )이다. 조밀한 격자계(Fine mesh)의 격자수는 약 135만개, 중간 조밀도의 격자계(Medium mesh)는 약 74만개이며, 듥성한 격자계(Coarse mesh)는 약 31만개이다. 실험 결과는 획득할 수 있는  $z/t=0.5$ 까지 값을 표시하였다. 전체적으로 비교하였을 때,  $z/t=0.5$ 이하에서의

각 격자에 따른 값은 유사한 것을 알 수 있으나, 난류모델의 한계로 인해 최대값이 실험 결과와 어느 정도 차이를 보는 것을 알 수 있다.  $z/t = 0.5$  이후에서는 조밀한 격자계와 중간 조밀도의 격자계가 서로 유사한 것을 볼 수 있으나 듚성 한 격자계의 경우, 많은 차이가 나는 것을 확인할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 계산의 정확성과 효율성을 위해 중간 조밀도의 격자계를 선택하여 해석을 수행하였다.

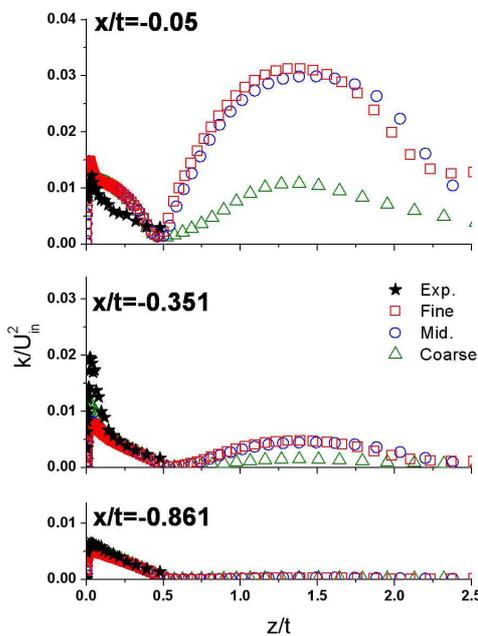


Fig. 4. Comparison of Simulations on the Meshes and Experimental Values [7, 8] of  $k/U_{in}^2$

### 2.2 해석모델

Figure 5의 본 연구에서 설계한 형상은 Langston[2], Kubendran[4] 등에 의해 밝혀진 말굽와류의 형성 과정에 그 근거를 두고 설계하였다. 연구에 의한 말굽와류의 형성 과정에 의하면 날개 앞전에서 유동이 정체됨에 따라 날개 길이 방향으로의 정압력구배가 형성되며, 이러한 길이 방향의 압력구배는 익근 방향으로의 유동을 생성하게 된다. 그리고 이 유동이 평판면에 도달하여 상류(Upstream)로 이동하게 되면 날개 앞전으로 접근하는 상류 유동과 만나 와류를 형성하게 된다. 따라서 모서리 홈을 설치하여 날개 앞

전-몸체 접합부에서 상류로 향하는 유동의 강도 조절을 통해 말굽와류의 발생강도를 제어할 수 있다.

말굽와류의 발생 특성상 날개 앞전으로 접근하는 경계층에 의한 영향이 크므로 날개 앞전 모서리 홈을 설치 높이 및 크기를 경계층의 두께로 나누어 무차원화한 설치 높이( $l_{CH}/\delta_{99}$ ) 및 깊이( $l_{CD}/\delta_{99}$ )에 따라 분류하였으며, 이에 따른 와류 감쇄 특성 및 구조에 대해 살펴보았다. 이를 위해 설치 높이가 1.00, 0.50, 0.25인 경우를 해석 모델로 선택하였으며, 깊이는 0.25, 0.50, 0.75인 경우를 해석 모델로 선택하였다.

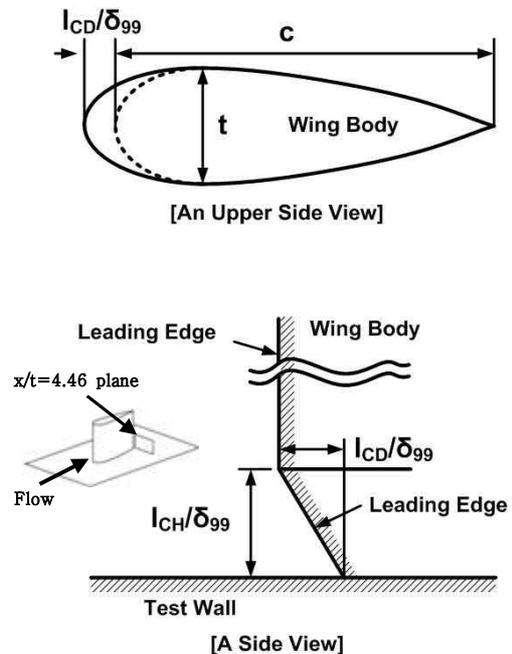


Fig. 5 Schematic Views of Chamfered Leading-Edge

## 3. 결과 및 고찰

난류운동에너지(Turbulent kinetic energy)는 익렬 유로에서의 공기역학적 손실의 중요한 요인이다[18]. 따라서 각 경우에 대한 계산 결과를 Fig. 6(a)~(d), Fig. 7(a)~(c)와 같이 날개 앞전 부분에서  $k/U_{in}^2$  값의 등고선도로 나타내었다.

### 3.1 설치 높이( $l_{CH}/\delta_{99}$ )에 따른 유동 특성

Figure 6(a)는 모서리 홈이 없을 때의 경우로,  $x/t=-0.22$ ,  $z/t=0.05$  지점에서 강한 말굽와류가 발생하는 것을 볼 수 있다. Fig. 6(b)의 경우, 모서리 홈의 설치로 인해 말굽와류 발생 영역에서의 난류운동에너지의 최고값이 기준 모델(baseline)인 경우에 비해 34% 정도 감소하였고, 그 영역 또한 감소한 것을 알 수 있다. 하지만 설치 높이가 너무 높아 말굽와류의 생성원인이 되는 날개 앞전 부분의 평판면으로 향하는 유동(down-flow)뿐만 아니라 후류로 흘러가는 유동까지 모서리 홈의 경사를 타고 평판면으로 흐르면서 말굽와류가 완전히 소멸되지 않는 것을 알 수 있다. Fig. 6(c)는 경계층 두께의 절반 높이로 모서리 홈을 설치한 경우이다. 앞선 경우처럼 후류로 흐르는 유동까지 모서리 홈의 경사를 따라

흐르지 않고 말굽와류의 생성에 주된 영향을 미치는 날개 앞전의 평판면 방향으로의 유동만이 흐름으로서 앞선 경우보다 높은 난류운동에너지를 나타내는 영역과 그 강도가 줄어든 것을 알 수 있다. 난류운동에너지의 최고값은 기준 모델인 경우에 비해 38.5% 감소하였다. 하지만 모서리 홈의 경사가 시작되는 곳에서의 급격한 형상변화로 이 부분에서 순환유동(circulation)에 의한 와류(vortex)가 발생하는 것을 알 수 있으나, 그 강도가 약해 유동 후류로 확장되지 못하고 금방 확산되어 사라져 버리는 것으로 나타났다. Fig. 6(d)는 경계층 두께의 1/4 높이로 모서리 홈을 설치한 경우이다. 높은 난류운동에너지를 나타내는 영역은 기준 모델인 경우에 비해 줄어들었지만, 난류운동에너지의 최고값은 44.6% 증

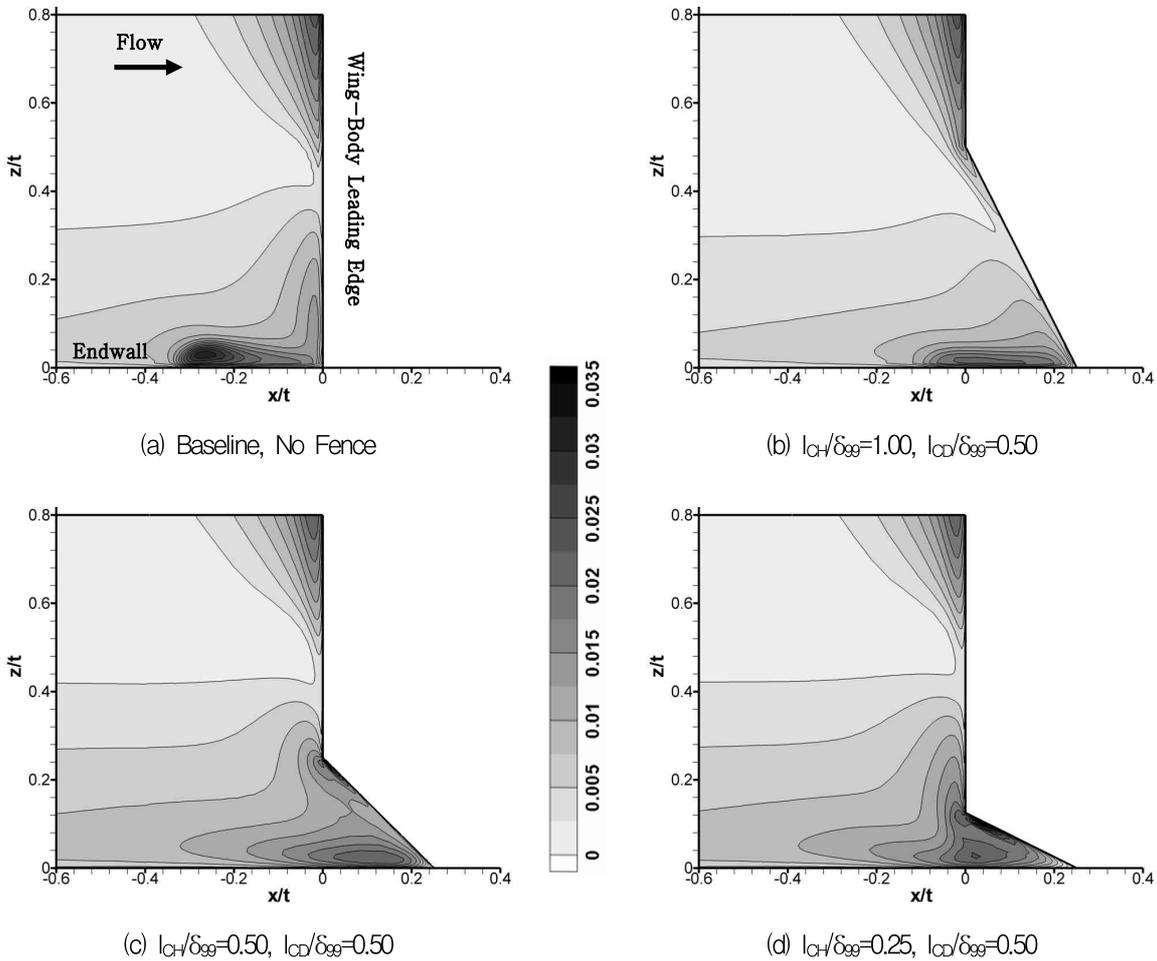


Fig. 6 Contours of Normalized Turbulent Kinetic Energy according to Height of Chanfer

가하였다. 이것은 모서리 홈의 높이가 낮아지면서 모서리 홈의 경사각이 급격해져 모서리 홈이 시작되는 부분에서 순환유동에 의한 강한 와류가 발생하기 때문이다. 이렇게 발생한 순환유동에 의한 난류는 유동 후류로 흘러가면서 날개와 평판의 접점부에서 발생하는 모서리 와류와 상호작용하여 계속 후류로 전파되는 것으로 나타났다.

Table 1은 말굽와류가 발생하는 평판면 영역에서의 난류운동에너지와 전압력 손실계수의 최고값, 그리고  $x/t=4.46$ 인  $yz$ 면에서의 질량유량평균(Mass weighted average) 전압력 손실계수값을 나타낸 표이며, % ch. 값은 기준 모델 대비 각 값들의 감소비율을 나타낸 것이다.

Table 1에서 볼 수 있듯이 설치 높이 0.5인 모서리 홈이 다른 모서리 홈 형상에 비해 더 나은 말굽와류의 강도 감소효과가 있으며, 전압력 손실 감소효과도 가장 좋은 것을 알 수 있다. 이것은 모서리 홈의 설치 높이가 너무 높으면 말굽와류의 발생에 큰 영향을 주지 않은 후류로 흘러가는 유동까지 모서리 홈으로 흘러 난류운동에너지의 감소를 방해하기 때문이며, 설치 높이가 너무 낮으면 날개 익렬 앞전의 급격한 형상 변화에 의한 모서리 홈 시작부분에서의 순환유동에 의한 와류발생으로 난류운동에너지가 증가하기 때문이다.

Figure. 7은 날개 앞전 부분의 유선(Pathline)을 나타낸 것으로, 앞서 언급한 바와 같이 날개 앞전 모서리 홈의 높이가 높은 경우, 말굽와류가

날개 앞전 평판면에서 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 그리고 높이가 너무 낮은 경우, 말굽와류는 기준 모델에 비해 현저하게 감소하였으나, 날개 모서리 홈 시작부분에서 와류가 발생하는 것을 알 수 있다.

Table 1. Comparison of Aerodynamic Characteristics according to Height of Chamfer at  $l_{CD}/\delta_{99}=0.50$

$l_{CH}/\delta_{99}$	Peak $k/u_{in}^2$ at the L.E. Plane	% ch.	$C_{pt}$ at the $x/t=4.46$ Plane	% ch.
Baseline	0.0312	0.0	0.10088	0.0
1.00	0.0206	▼ 34.0	0.10117	▲ 0.29
0.50	0.0192	▼ 38.5	0.09992	▼ 0.95
0.25	0.0388	▲ 24.4	0.10008	▼ 0.79

### 3.2 설치 깊이( $l_{CD}/\delta_{99}$ )에 따른 유동 특성

날개 앞전 모서리 홈의 설치 깊이에 따른 유동 특성에 대한 비교는 설치 높이에 따른 유동 특성 비교에서 가장 좋은 효과를 나타낸 설치 높이 0.5를 기준으로 설치 깊이를 0.25, 0.5, 0.75로 변화시켜가며 수행하였다.

Figure. 8(a)는 모서리 홈의 높이가 0.75인 경우로, Fig. 6(c)와 같은 모서리 홈의 높이에 깊이를 Fig. 6(c)보다 50% 깊게 한 경우이다. 모서리 홈의 깊이가 0.5인 경우보다 깊어짐에 따라 평판면에서 상류로 향하는 유동이 더욱 약해졌으며, 이에 따라 평판면에서의 난류운동에너지의 강도가 더 많이 감소하였다. 또한, 기준 모델인 경우에 비해 말굽와류가 발생하는 평판면에서의 난

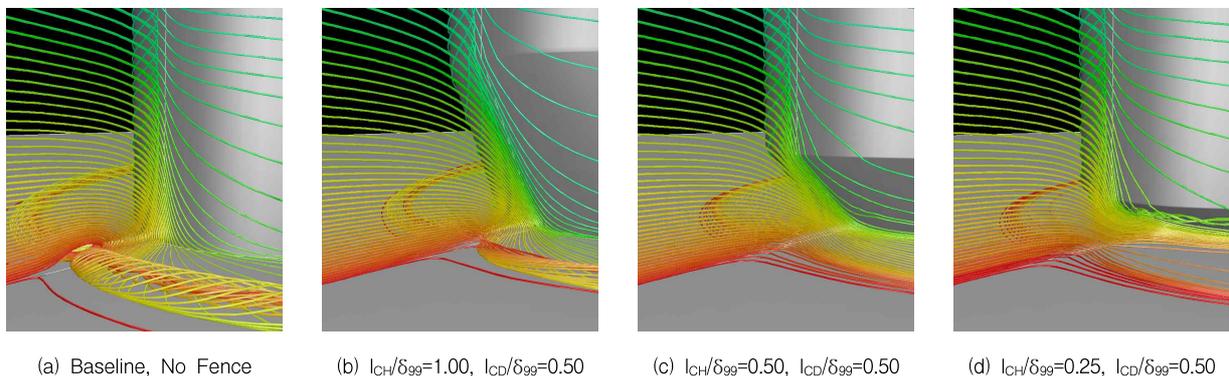


Fig. 7 Pathlines according to Height of Chamfered Leading-Edge

류운동에너지의 최고값은 42% 정도 감소하였다. 하지만, 모서리 홈이 시작되는 부분에서 발생하는 순환유동에 의한 와류로 인해 전체 모서리 홈 영역에서의 난류운동에너지 최고값은 오히려 16% 증가하였다. Fig. 8(b)는 모서리 홈의 깊이가 0.25인 경우로, 깊이를 Fig. 6(c)에 비해 반으로 줄인 경우이다. 홈의 깊이가 얕아짐에 따라 모서리 홈의 경사를 따라 흐르던 평판면으로의 유동이 평판면에서 다시 상류로 흐르면서 높이가 0.5인 Fig. 6(c)보다 난류운동에너지의 강도와 영역이 증가한 것을 알 수 있다. 그리고 기준 모델인 경우에 비해 말굽와류가 발생하는 평판면에서의 난류운동에너지의 최고값은 36.9% 감소하였다.

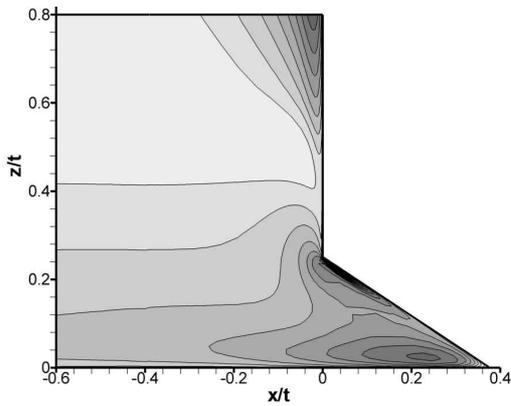
Table 2에서 볼 수 있듯이 모서리 홈의 깊이가 깊어질수록 난류운동에너지의 최고값이 줄어

드는 경향을 보이지만, 모서리 홈의 경사각이 커질수록 모서리 홈이 시작되는 부분에서의 순환유동에 의한 와류가 발생하므로 모서리 홈이 너무 깊은 경우, 난류운동에너지의 최고값이 오히려 증가하는 것을 알 수 있다.

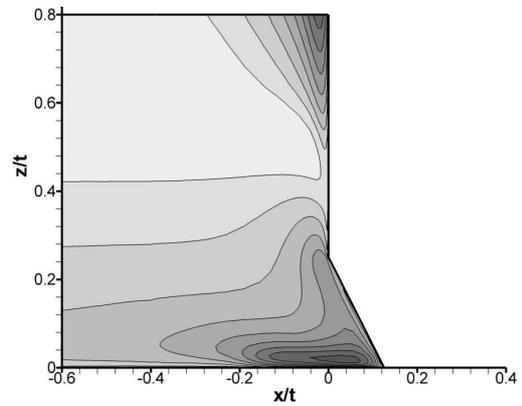
Figure. 9에서 앞서 언급했던 바와 같이, 모서

Table 2. Comparison of Aerodynamic Characteristics according to Depth of Chamfer at  $l_{CH}/\delta_{99}=0.50$

$l_{CD}/\delta_{99}$	Peak $k/u_{in}^2$ at the L.E. Plane	% ch.	$C_{pt}$ at the $x/t=4.46$ Plane	% ch.
Baseline	0.0312	0.0	0.10088	0.0
0.75	0.0362	▲ 16.0	0.10043	▼ 0.45
0.50	0.0192	▼ 38.5	0.09992	▼ 0.95
0.25	0.0197	▼ 36.9	0.10004	▼ 0.83

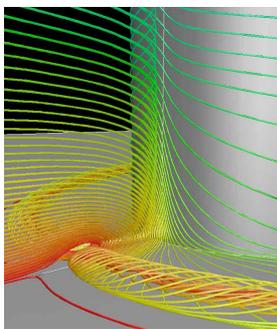


(a)  $l_{CH}/\delta_{99}=0.50, l_{CD}/\delta_{99}=0.75$

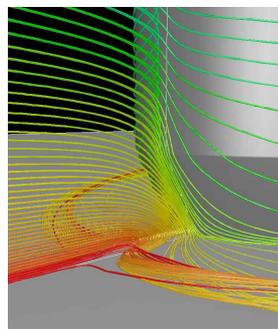


(b)  $l_{CH}/\delta_{99}=0.50, l_{CD}/\delta_{99}=0.25$

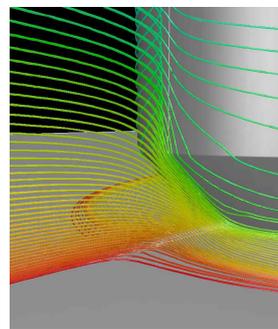
Fig. 8 Contours of Normalized Turbulent Kinetic Energy according to Depth of Chamfer



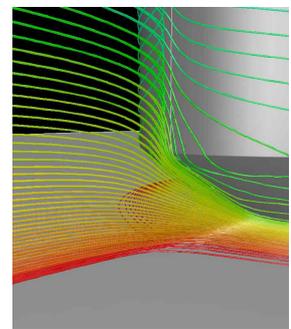
(a) Baseline, No Fence



(b)  $l_{CH}/\delta_{99}=0.50, l_{CD}/\delta_{99}=0.25$



(c)  $l_{CH}/\delta_{99}=0.50, l_{CD}/\delta_{99}=0.50$



(d)  $l_{CH}/\delta_{99}=0.50, l_{CD}/\delta_{99}=0.75$

Fig. 9 Pathlines according to Depth of Chamfered Leading-Edge

리 홈의 깊이가 깊을수록 모서리 홈의 경사를 따라 평판면으로 흐르는 유동이 평판면에서 다시 상류로 흐르기를 억제하면서 말굽와류의 강도가 약해지는 것을 볼 수 있다. 하지만, 모서리 홈이 너무 깊은 경우에는 모서리 홈이 시작되는 부분에서의 순환유동에 의한 와류 발생으로 난류운동에너지가 커지는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 논문에서는 일반적인 날개 앞전 날개-몸체 접점부(Junction)에 모서리 홈(Chamfer)을 설치하여 기존의 Fillet을 통한 감쇄방법과는 다르게 대상물의 부피를 증가시키지 않는 방법으로 말굽와류의 제어를 통한 전압력 손실의 감소를 시도하였다.

모서리 홈의 설치 높이에 따른 유동해석을 통해 모서리 홈의 설치 높이가 너무 높으면 말굽와류의 발생에 큰 영향을 주지 않는 후류로 흘러가는 유동까지 모서리 홈으로 흘러 난류운동에너지의 감소를 방해하는 것을 알 수 있었으며, 설치 높이가 너무 낮으면 날개 익렬 앞전의 급격한 형상변화에 의한 와류발생으로 난류운동에너지가 증가하는 것을 알 수 있었다.

모서리 홈의 깊이에 따른 유동해석의 경우, 모서리 홈의 깊이가 깊어질수록 평판면에서 발생하는 난류운동에너지의 최고값은 줄어들지만 모서리 홈의 경사각이 커질수록 모서리 홈이 시작되는 부분에서 강한 와류가 발생하는 것을 알 수 있었다.

기존의 기법들처럼 대상물의 부피의 증가를 동반하는 추가적인 부착물을 통한 말굽와류 강도 감소시키는 것과는 다른, 날개-몸체 접점부의 모서리 홈을 통해 추가적인 부착물을 통한 부피의 증가 없이 날개-몸체 접점부에서 발생하는 말굽와류의 강도를 많이 감소시킬 수 있었다. 하지만 모서리 홈의 특성상 모서리 홈을 지나가는 유동이 평판면으로 집중되는 현상으로 점성 손실이 많이 발생하여 날개 후류에서의 전압력

손실이 기준 모델에 비해 현저히 나이지 않는 것을 알 수 있다. 또한, 고열 조건에서 고속 회전하는 가스터빈의 운용조건 하에서 본 모서리 홈의 형상은 다른 연구자들이 수행한 Fillet형상이나 Bulb형상에 비해 열응력이 더 많이 집중될 가능성이 있다.

#### 후 기

이 과제는 부산대학교 교수국외장기파견지원비에 의하여 연구되었음.

#### 참 고 문 헌

1. 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
2. Langston L. S., "Secondary Flows in Axial Turbines - A Review," International Symposium Heat Transfer in Gas Turbine Systems, 2000
3. Eckerle, W. A. and Langston, L. S., "Horseshoe Vortex Formation Around a Cyliner," Journal of Turbomachinery, Vol. 109, 1987, pp.278-285
4. Kubendran, L. R. and Harvey, W. D., "Juncture Flow Control Using Leading-Edge Fillets," 1985, AIAA-85-4097
5. 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
6. 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
7. 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
  8. 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
  9. 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
  10. Yakhot V., Orszag S. A., "Renormalization Group Analysis of Turbulence. 1. Basic Theory," *Journal of Science Computation*, Vol. 1, 1986, pp.3-51
  11. Hermanson, K. S. and Thole, K. A., "Effect of Inlet Conditions on Endwall Secondary Flows," Report 99-2, Convective Heat Transfer Laboratory, Mechanical Engineering Department, University of Wisconsin-Madison, 1999
  12. Gregory-Smith D. G., Walsh J. A., Graves C. P., Fulton K. P., "Turbulence Measurement and Secondary Flows in a Turbine Rotor Cascade," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 110, 1988, pp.479-485