

論文

일반적인 날개 형상에서의 앞전 판에 의한 말굽와류 제어

조종재*, 김귀순**

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

Jongjae Cho* and 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 investigates the characteristics of the generated horseshoe vortex as the shape factors, such as the installed height, and length of the fence. The study was investigated using FLUENT™. Total pressure loss coefficient was improved about 4.0 % at the best case than the baseline.

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 판을 설치하였으며, 판의 설치 높이 및 길이 등의 형상변수에 따라 발생된 말굽와류의 특성에 대해 연구하였다. 연구를 위해 FLUENT™를 이용하였다. 그리고 기준 모델의 경우보다 전압력 손실 계수가 약 4.0% 향상되었다.

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

Nomenclature

Hp : Pressure Side Horseshoe Vortex
Hs : Suction Side Horseshoe Vortex

C_{pt} : total pressure coefficient =
 $(P_t - P_{t.in}) / 0.5\rho U_{ref}^2$

t : wing-body thickness(m)

c : wing-body cord(m)

l : length(m)

Re_t : Reynolds number based on wing-body thickness and inlet velocity = $U_{in} \cdot t / \nu$

Tu : turbulence intensity =

$rms(\dot{u}) / (U_{in} \times 100)$

† 2008년 10월 6일 접수 ~ 2009년 2월 12일 심사완료

* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, Email : spacecho@pusan.ac.kr

부산시 금정구 장전동 산30번지

U, V, W	: mean velocity components(m/s)	k	: turbulent kinetic energy
x, y, z	: streamwise, normal to endwall, and spanwise directions	ρ	: density(kg/m^3)
ch	: a value of difference between test case and baseline(no fence) case	ν	: kinetic viscosity(m^2/s)
y	: distance away from the wall	Subscripts	
δ_{99}	: boundary layer thickness at the rate of $U/U_{in}=0.99$	in	: inlet
		FH, FL, FT	fence height, length, and thickness

1. 서 론

터빈 날개 내에서 발생하는 3차원 유동현상으로는 날개유로(cascade passage)에서 발생하는 2차유동(secondary flow)과 말단간극(tip clearance)의 누설유동(leakage flow) 등이 있다. 이 중 2차유동에 의해 발생하는 손실은 터빈 익렬에서 전체 공기역학적 손실의 30~50%, 입구 스테이터에서는 약 20%를 차지하며 터빈 효율 향상에 있어 개선해야 될 중요한 부분으로 인식되고 있다[1].

터빈 전체 손실에 있어서 큰 부분을 차지할 뿐만 아니라 열전달 특성까지도 밀접한 관련을 가지고 있는 2차유동은 Fig. 1에서 도시한 바와 같이 크게 날개면과 바닥면에서의 경계층, 날개 앞전과 바닥이 만나는 곳에서 발생하는 말굽와류(horseshoe vortex), 날개 유로 내부에서 발생하는 유로와류(passage vortex), 날개면과 바닥면이 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 유동의 후류로 흘러감에 따라 벽면의 측면유동(cross flow)과 상호작용하여 유로와류로 전환되고 그 크기가 커지는 것을 알 수 있다.

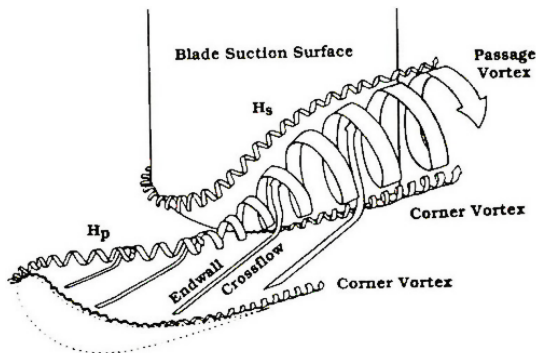


Fig. 1. Secondary Flow Vortices[1]

이러한 터빈 손실 및 열전달 특성과 관련되어 매우 중요한 2차유동에 대한 많은 연구들이 Sharma [1], Langston[2] 등의 많은 연구자들에 의해 수행되어졌으며 이후, 이러한 2차유동에 의한 손실을 감소시키기 위해 다양한 방법들이 연구되었다.

본 연구에서 수행한 말굽와류 발생 감쇄를 위한 연구 역시 과거부터 많은 연구자들에 의해 연구되었다. Kubendran, Harvey[3]는 길이와 높이가 다른 직선형태의 날개 앞전 Fillet 형상과 곡선형태의 날개 앞전 Fillet 형상에 대해 연구하였으며, 각 경우 모두 말굽와류를 줄이는 효과가 있음을 알아냈다. 또한, 유동입사각의 변화에 따른 앞전 Fillet 형상의 효과에 대한 연구를 수행하였으며 그 결과, 적당한 유동 입사각에서 Fillet 형상이 말굽와류를 줄이는데 효과가 있다는 것을 알아냈다. 그러나 큰 유동입사각에서는 오히려 역효과를 가져왔으며 이를 토대로 작동영역의 입사각에서 균일한 성능 향상효과를 얻기 위해서는 Fillet의 최적화가 필요하다는 것을 주장하였다. Sung, Lin[4]는 날개의 앞전과 뒷전 모두 Fillet 형상을 설치하였을 때, 어느 정도 크기의 Fillet 형상이 효과적이며 성능에 어떠한 영향을 미치는지에 대해 수치해석적으로 연구하였다. 연구를 통해 Fillet 형상의 길이는 날개 앞전과 와류 중심의 거리정도가 되어야하며 높이는 바닥면과 와류 중심의 거리보다 커야한다는 결과를 얻었다 그리고 이를 통해 Fillet의 길이가 높이와 같거나 길어야 효과적이라는 결과를 얻었다.

Devenport[5]는 날개 전체에 동일한 반경의 Fillet 형상을 적용하였을 때의 효과에 대해 실험을 실시하였다. 연구를 통해 입구 경계층 두께가 다른 두가지 경우에 대해 날개 전체 Fillet 형상은 효과가 없다는 결과를 얻었다. Shih, Lin[6]은 터빈 노즐 가이드 베인(vane)에서 다양한 유동입구 스윙(Swirl) 각 및 날개 앞전 Fillet 형상에 대한 열유동의 특성에 대해 수치해석적으로 연구하였다. Fillet 형상이 날개면 쪽으로 부드럽게 형성되는 형태와 바닥면 쪽으로 부드럽게 형성되는

형태에 대해 연구하였다. 연구 결과를 통해, Fillet 형상과 스윙 유동이 표면열전달과 공기역학적 손실을 줄일 수 있다는 결과를 얻었다. 하지만 Fillet 형상이 스윙 유동에 최적화 되어 있지 않아 스윙 유동이 발생했을 때, Fillet 형상에 의한 표면열전달과 공기역학적 손실 감소 정도가 스윙 유동이 없을 때보다 덜하다는 결과를 얻었다. Sauer[7]은 다양한 크기를 가지는 Bulb 형태의 날개 앞전 Fillet 형상을 설치하여 유로 와류와 날개 흡입면 경계층과의 상호작용에 의한 터빈 효율 개선에 대해 연구하였다. 이 연구의 목적은 유로와류와 방향이 반대인 흡입면 쪽의 말굽와류의 발생강도를 크게 하여 서로의 상호작용에 의해 유로와류의 강도를 줄이는 것으로 공기역학적 손실을 줄이는데 효과가 있다는 결론을 얻을 수 있었다. 그리고 흡입면 쪽이 두드러지고 압력면 쪽이 덜 확장된 비대칭형의 Bulb 형태가 더 효과적인 형태라는 결론을 얻었다. Zess, Thole[8]은 날개 앞전 Fillet 형상에 대해 Laser Doppler Velocimeter를 이용하여 터빈 유로의 4지점의 면에 대해 유동장을 측정하였으며 이를 RNG k- ϵ 난류모델을 사용한 수치해석결과와 비교하였다. 이를 통해 수치해석결과의 신뢰성을 확보하였다.

본 논문에서는 날개 앞전에 판을 설치하여 기존의 감쇄 방법과는 다른 방법으로 말굽와류의 감쇄를 시도하였다. 상용코드인 FLUENT™를 이용하여 수치해석적인 방법으로 연구하였으며 날개 앞전에 설치된 판의 설치 높이 및 길이에 대한 와류 감쇄 특성 및 구조에 대해 살펴보았다.

II. 본 론

2.1 수치해석 기법 및 모델

본 연구에 사용된 해석 기본 날개 모델로는 Olcmen, Simpson[9][10]의 모델을 사용하였다. 날개는 NACA 0020의 기본 형태에 앞전의 횡단면(cross section)이 3:2의 타원 형태를 가진다. 코드 길이는 30.5 cm, 두께는 7.17 cm이다.

유동해석을 위해 3차원 비압축성 Navier-Stokes 방정식 해법을 이용하였으며 계산은 모두 2차의 공간정확도 조건으로 하였다. 유동장은 모두 정상 유동으로 가정하였으며 계산의 효율성을 위하여 Fig. 2와 같이 입구부터 날개 앞전까지 그리고 날개 뒷전부터 출구까지의 경계면과 날개 끝면에 대해서는 대칭경계면을 이용하였다. 경계조건은 유입유동의 경우, 속도를 고정하는 속도 입구(velocity inlet) 조건을 사용하였고 유출유동의

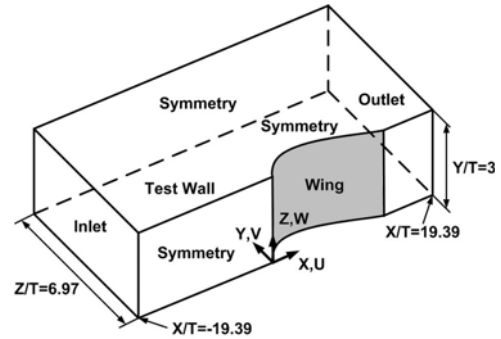


Fig. 2. Perspective View of Wing-Body Junction

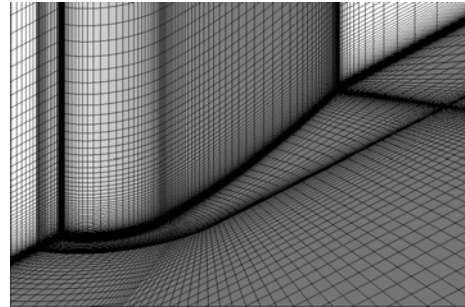


Fig. 3. Details of Computational Mesh

경우 대기압과 동일한 정압력 출구(pressure outlet) 조건을 사용하였다. 입구 속도(U_{in})는 27 m/s에서 경계층의 두께(δ_{99})는 36 mm, 난류강도(turbulence intensity, Tu)는 0.2%이며 날개 두께 기준 레이놀즈수(Reynolds number, Re_t)는 1.15×10^5 이다. 난류모델은 Zess와 Thole의 연구에서 검증된 Yakhot, Orszag[11]의 RNG k- ϵ 모델을 사용하였다. 그리고 Fig. 3과 같이 와류가 생기는 부분에 격자를 집중하였다.

Fig. 4는 수치해석 및 격자의 신뢰성 검증을 위해 Olcmen과 Simpson의 실험결과[9][10]와 각 격자수에 따른 값을 나타낸 그래프이다. x축은 z 방향(바닥면에 수직한 방향)의 값을 t로 나눈 값이며 y축은 $y/t=0.0$ 이고 $x/t=-0.05, -0.351, -0.861$ 인 지점에서 z방향의 난류운동에너지를 입구속도(U_{in})의 제곱으로 나누어 무차원화한 값(k/U_{in}^2)이다. 조밀한 격자계(fine mesh)의 격자수는 약 135만개, 중간 조밀도의 격자계(mid. mesh)는 약 74만개이며 듬성한 격자계(coarse mesh)는 약 31만개이다. 실험 결과는 획득할 수 있는 $z/t=0.5$ 까지 값만을 표시하였다. 전체적으로 비교하였을 때, $z/t=0.5$ 이하에서의 각 격자에 따른 값은 유사

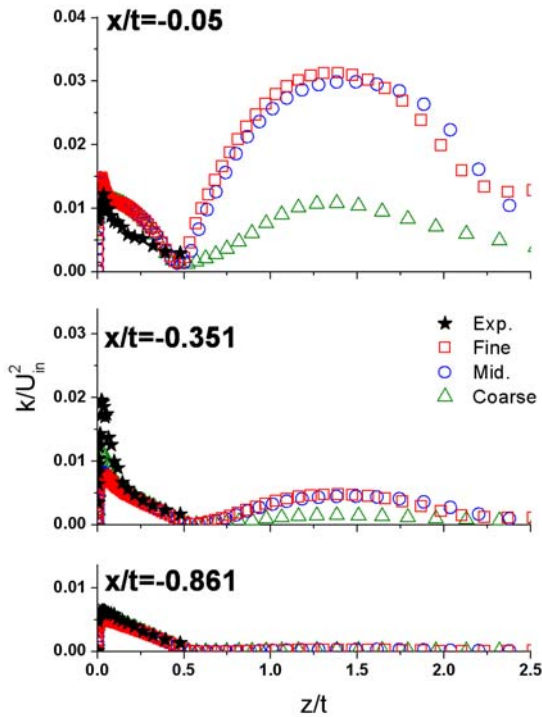


Fig. 4. Comparison of Simulations on the Meshes and Experimental Values of k/ U_{in}^2

한 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 들팘한 격자계의 경우, 많은 차이가 나는 것을 확인할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 계산의 정확성과 효율성을 위해 중간 조밀도의 격자계를 선택하여 해석을 수행하였다.

2.2 해석 모델 및 경우

Fig. 5와 같이 본 연구에서 설계한 형상은 Kubendran[12], Eckerle, Langston[13], Pierce, Shin[14] 등에 의해 밝혀진 말굽와류의 형성 과정에 그 근거를 두고 설계하였다. 연구된 말굽와류의 형성 과정에 의하면 날개 앞전에서 유동이 정체됨에 따라 날개 높이 방향으로 정압력구배가 형성되며 이러한 높이 방향의 압력구배는 바닥면 방향으로의 유동을 생성하게 된다. 그리고 이 유동이 바닥에 도달하여 상류로 이동하게 되면 접근하는 상류 유동과 만나 와류를 형성하게 된다. 따라서 압력구배에 의한 바닥 방향으로의 유동을 날개 앞전 판으로 저지하면 말굽와류의

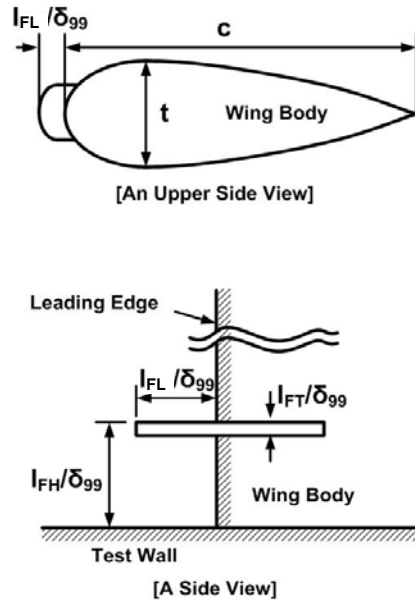


Fig. 5. Schematic Views of Fence

생성을 막을 수 있다.

말굽와류의 발생 특성상 날개 앞전으로 접근하는 경계층에 의한 영향이 크므로 날개 앞전에 설치된 판은 설치 높이(I_{FH}) 및 길이(I_{FL})를 경계층의 두께(δ_{99})로 나누어 무차원화한 설치 높이(I_{FH}/δ_{99}) 및 길이(I_{FL}/δ_{99})에 따라 경우를 분류하였으며 이에 따른 와류 감쇄 특성 및 구조에 대해 살펴보았다. 이를 위해 설치 높이가 1.00, 0.50, 0.25인 경우를 해석 모델 선택하였으며 길이는 0.50, 0.25, 0.13 인 경우를 해석 모델로 선택하였다.

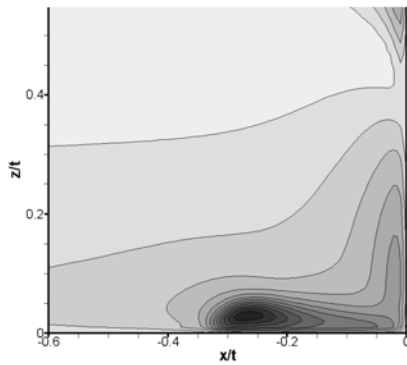
III. 결과 및 고찰

난류운동에너지(turbulent kinetic energy)는 날개 유로에서의 공기역학적 손실의 중요한 요인이다[15]. 그리고 이러한 와류영역에서 나타나는 높은 난류운동에너지의 주요 원인은 와류의 비정상성 때문이다[16].

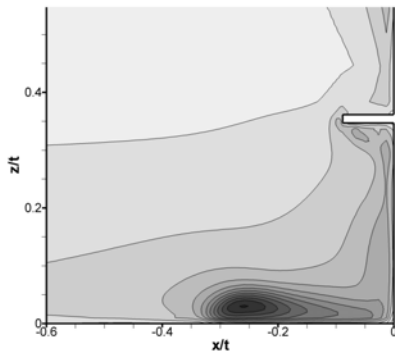
각 경우에 대한 계산 결과를 Fig. 6(a)~(d), Fig. 7(a)~(c)와 같이 날개 앞전 부분에서 무차원화된 난류운동에너지(k/U_{in}^2) 값의 등고선도로 나타내었다.

3.1 설치 높이(I_{FH}/δ_{99})에 따른 유동 특성

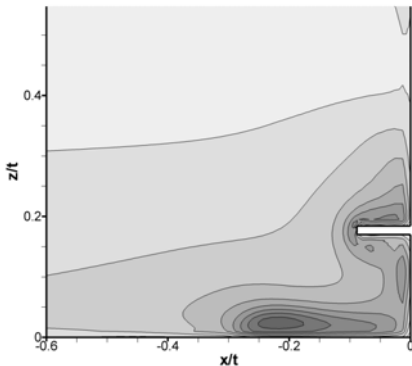
Fig. 6(a)는 판이 없을 때의 경우로 $x/t = -0.22$, $z/t = 0.05$ 지점에서 강한 말굽와류가 발생하는 것



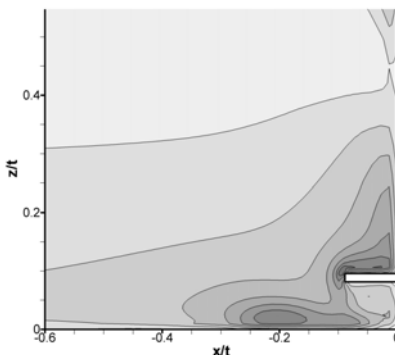
(a) Baseline, No Fence



(b) $|F_H/\delta_{99} = 1.00, |F_L/\delta_{99} = 0.25, |F_T/\delta_{99} = 0.04$



(c) $|F_H/\delta_{99} = 0.50, |F_L/\delta_{99} = 0.25, |F_T/\delta_{99} = 0.04$



(d) $|F_H/\delta_{99} = 0.25, |F_L/\delta_{99} = 0.25, |F_T/\delta_{99} = 0.04$

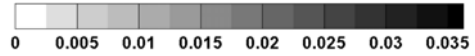


Fig. 6. Contours of Normalized Turbulent Kinetic Energy

을 볼 수 있다. Fig. 6(b)의 경우, 판의 설치로 인해 말굽와류 중심 부분의 난류운동에너지 최대값이 기준 모델(baseline)인 경우에 비해 4.6% 정도 감소하였다. 설치 높이가 1.00인 판의 경우, 그 높이가 너무 높아 말굽와류의 생성원인이 되는 바닥면 방향으로 향하는 유동 가운데, 일부분만을 차단하는 것을 알 수 있다. 또한, 판이 설치된 아랫면에서 발생하는 순환(circulation) 유동으로 와류가 발생하여 난류운동에너지가 다소 높게 나타나는 것을 볼 수 있다. Fig. 6(c)는 판의 설치 높이가 0.50인 경우로 앞선 경우보다 낮게 설치된 판에 의해 바닥면 방향으로 향하는 유동을 더 많이 차단하는 것을 알 수 있다. 따라서 앞선 경우에 비해 말굽와류의 강도가 약해짐에 따라 말굽와류 중심 부분의 난류운동에너지 최대값도 기준 모델인 경우에 비해 32.1% 정도 감소한 것을 알 수 있다. 그리고 판의 윗면과 아랫면에서 순환유동에 의한 와류가 발생하는 것을 볼 수 있으며 이로 인해 난류운동에너지가 높게 나타나는 것을 알 수 있다. Fig. 6(d)는 설치 높이가 0.25인 판을 설치한 경우로 설치된 판에 의해 대부분의 바닥면 방향으로 향하는 유동이 차단되어 바닥면에서 상류로의 유동이 현격하게 약화된 것을 알 수 있다. 그리고 이로 인해 말굽와류의 강도 또한 더 많이 약화되었으며 말굽와류 중심 부분에서의 난류운동에너지 최대값 역시 감소한 것을 알 수 있다. 설치된 판의 높이가 낮아짐에 따라 판의 윗면에서 발생하는 와류가 앞의 경우보다 약간 더 강해진 것을 볼 수 있다.

Fig. 7은 날개 앞전 부분의 유선을 나타낸 것으로 날개 앞전 판의 설치 높이가 낮아질수록 날개 앞전에서 바닥면으로 향하는 유동을 더 많이 차단할 수 있어 후류로 빠져나가는 말굽와류의 강도가 약해지는 것을 볼 수 있다.

Table 1은 날개 앞전 영역의 말굽와류 중심 부분에서의 난류운동에너지 최대값과 $x/t=4.46$ 인 yz 면에서의 전압력 손실계수값(C_p)을 질량유량평균(mass weighted average)한 값을 나타낸 표이다. 그리고 % ch. 값은 기준 모델인 경우에 대한 각 경우 값들의 감소비율을 나타낸 것이며 전압력 손실계수의 경우, 값이 0에 가까울수록 효율이 좋은 것을 의미한다.

Table 1. Comparison of Aerodynamic Characteristics

l_{FH}/δ_{99}	Peak k/u_{in}^2 at the L.E. Plane	% ch.	C_{pt} at the $x/t=4.46$ Plane	% ch.
Baseline	0.03166	0.0	0.10088	0.0
1.00	0.03020	-4.6	0.09814	-2.7
0.50	0.02151	-32.1	0.09733	-3.5
0.25	0.01649	-47.9	0.09730	-3.6

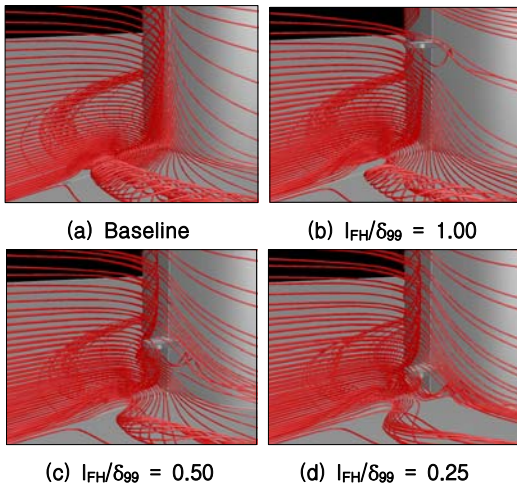


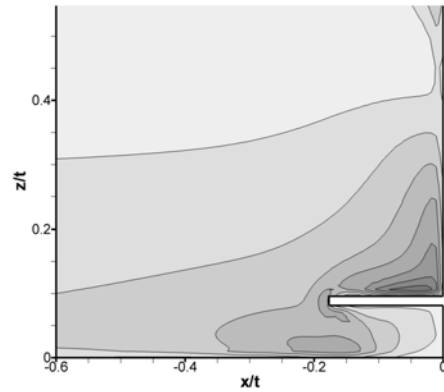
Fig. 7. Pathlines at the Leading Edge Plane

Table 1에서 볼 수 있듯이 판의 설치 높이가 0.25인 경우, 난류운동에너지 최대값의 감소가 47.9%로 가장 큰 것을 알 수 있다. 그리고 후류로 빠져나가는 말굽와류의 강도가 약화됨에 따라, 후류 부분의 낮은 운동에너지를 가지는 바닥면 경계층 유동이 말굽와류에 의해 주유동(main stream)으로 침투되는 정도가 감소하여 $x/t=4.46$ 인 평면에서의 전압력 손실이 감소하는 것을 알 수 있었으며 판의 설치 높이가 0.25인에 대해 최대 약 3.6%까지 감소하였다.

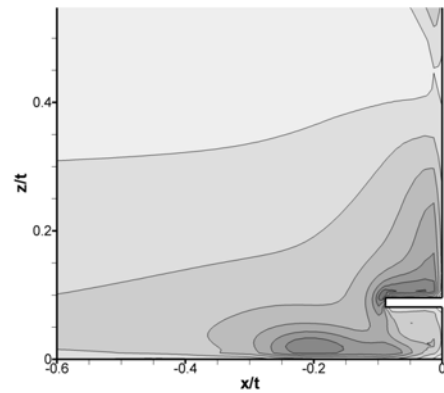
3.2 설치 길이 (l_{FL}/δ_{99})에 따른 유동 특성

날개 앞전 판의 설치 길이에 따른 유동 특성에 대한 비교는 앞선, 설치 높이에 따른 유동 특성 비교에서 가장 좋은 결과를 나타낸 설치 높이 0.25를 기준으로 설치 길이를 변화시켜가며 수행하였다.

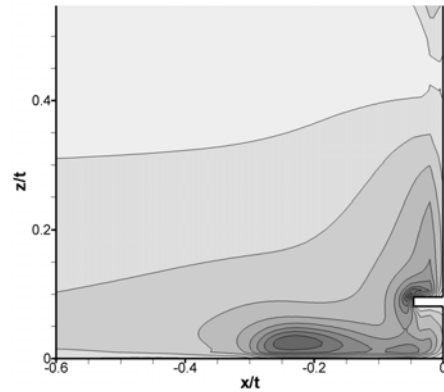
Fig. 8(a)은 설치된 판의 길이를 0.50인 경우로 판의 길이가 길어짐에 따라 바닥면 쪽으로 향하는 유동이 대부분 차단되어 말굽와류가 거의 상쇄되는 것을 알 수 있다. 그리고 말굽와류 중심



(a) $l_{FH}/\delta_{99} = 0.25, l_{FL}/\delta_{99} = 0.50, l_{FT}/\delta_{99} = 0.04$



(b) $l_{FH}/\delta_{99} = 0.25, l_{FL}/\delta_{99} = 0.25, l_{FT}/\delta_{99} = 0.04$



(c) $l_{FH}/\delta_{99} = 0.25, l_{FL}/\delta_{99} = 0.13, l_{FT}/\delta_{99} = 0.04$

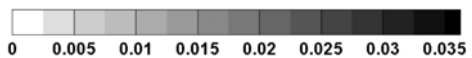


Fig. 8. Contours of Normalized Turbulent Kinetic Energy

부분의 난류운동에너지 최대값도 눈에 보이게 감소한 것을 알 수 있다. 하지만 판의 뒷면에서 발생하는 와류의 강도는 판이 길어짐에 따라

앞서 수행한 설치 높이에 따른 유동 특성 비교의 최적 결과의 경우보다 좀 더 세지는 것을 알 수 있다. Fig. 8(b)는 설치된 판의 길이가 0.25인 경우로 Fig. 6(d)와 같은 경우이다. Fig. 6(a)에 비해 길이가 줄어들어 따라 날개 앞전에서 바닥면으로 향하는 유동을 차단하는 정도가 감소하여 Fig. 8(a)에 비해 말굽와류 중심 부분에서의 난류운동 에너지 최대값이 증가된 것을 볼 수 있다. Fig. 8(c)는 설치된 판의 길이가 0.13인 경우로 판의 길이가 앞선 경우보다 줄어들어 따라 Fig. 8(b)보다 바닥면으로 향하는 유동이 더 많이 빠져나감에 따라 말굽와류의 강도가 세지면서 말굽와류의 중심 부분에서 높은 난류운동에너지가 형성되는 것을 볼 수 있다.

Fig. 9에서 볼 수 있듯이 날개 앞전 판의 설치 길이가 길어질수록 날개 앞전에서 바닥면으로 향하는 유동을 더 많이 차단할 수 있어 후류로 빠져나가는 말굽와류의 강도가 약해지는 것을 볼 수 있다.

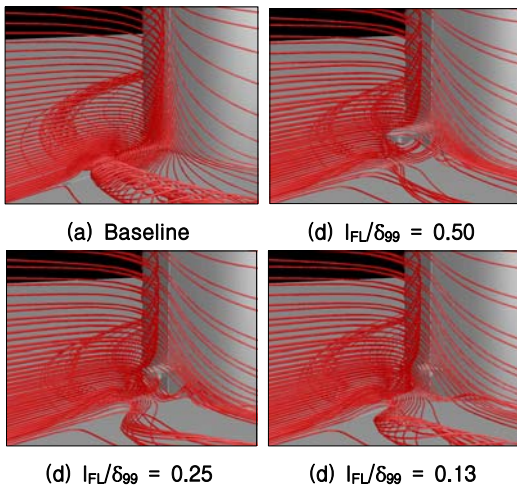


Fig. 9. Pathlines at the Leading Edge Plane

Table 2. Comparison of Aerodynamic Characteristics

l_{Fl}/δ_{99}	Peak k/u_{in}^2 at the L.E. Plane	% ch.	C_{pt} at the $x/t=4.46$ Plane	% ch.
Baseline	0.03166	0.0	0.10088	0.0
0.50	0.01100	-65.3	0.09686	-4.0
0.25	0.01649	-47.9	0.09730	-3.6
0.13	0.02202	-30.5	0.09763	-3.2

Table 2에서 볼 수 있듯이 설치 길이가 길수록 앞전 판이 상류 및 날개 앞전에서 발생하는 바닥면으로 향하는 유동을 더 많이 차단할 수 있어 말굽와류의 강도를 더 많이 약화시킬 수 있었으며 말굽와류가 약화됨에 따라 말굽와류 중심 부분의 난류운동에너지 최대값 또한 감소하였다. 그리고 말굽와류의 강도가 약해짐에 따라 후류에서의 전압력 손실 역시 감소하여 판의 설치 길이가 0.5인 경우에 대해 최대 약 4.0%까지 감소하였다.

IV. 결 론

본 논문에서는 날개 앞전에 판을 설치하여 그 설치 높이 및 길이 등의 형상 변수를 변화시켜가면서 말굽와류의 발생 영역 및 강도의 감쇄 특성 및 구조에 대해 상용코드인 FLUENT™를 이용하여 수치해석적인 방법으로 연구하였다.

연구 결과를 통해 날개 앞전 판으로 말굽와류의 강도를 약화시킬 수 있었다. 그리고 후류에서 낮은 운동에너지를 가지는 경계층이 말굽와류에 의해 주유동으로 침투하는 것을 억제할 수 있어 후류에서의 전압력 손실을 줄일 수 있었다.

또한 설치 높이가 낮고 길이가 길수록 상류 및 날개 앞전에서 발생하는 바닥면으로 향하는 유동을 더 많이 차단할 수 있어 말굽와류의 발생 강도를 더 많이 약화시킬 수 있었다.

후 기

이 논문은 2007년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임(KRF-2007-612-D00084)

이 논문은 부산대학교 자유과제 학술연구비(2년)에 의하여 연구되었음.

참고문헌

- 1) O. P. Sharma, T. L. Butler, Predictions of Endwall Losses and Secondary flows in Axial Flow Turbine Cascades, Journal of Turbomachinery. Vol. 109, 1987, pp. 229-236.
- 2) L. S. Langston, Secondary Flows in Axial Turbines-A Review, International Symposium Heat Transfer in Gas Turbine Systems, 2000.
- 3) L. R. Kubendran, W. D. Harvey, Juncture Flow Control Using Leading-Edge Fillets,

AIAA-85-4097, 1985.

4) C. Sung, C. Lin, Numerical investigation on the Effect of Fairing on the Vortex Flows Around Airfoil/Flat-Plate Junctions, AIAA-88-0615, 1988.

5) W. J. Devenport, R. L. Simpson, M. B. Dewitz and N. K. Agarwal, Effects of a Strake on the Flow Past a Wing-Body Junction, AIAA-91-0252, 1991.

6) T. I. Shih, Y. L. Lin, Controlling Secondary Flow Structure by Leading-Edge Airfoil Fillet and Inlet Swirl to Reduce Aerodynamic Loss and Surface Heat Transfer, Journal of Turbomachinery, Vol. 125, Issue 1, 2003, pp. 48-56.

7) H. Sauer, R. Mueller, K. Vogeler, Reduction of Secondary Flow Losses in Turbine Cascades by Leading Edge Modifications at the Endwall, 2000-GT-0473, 2000.

8) 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, 2002, pp. 167-175.

9) S. Olcmen, R. Simpson, An experimental study of a three-dimensional pressure- driven

turbulent boundary layer, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 290, 1995, pp. 225-262.

10) S. Olcmen, R. Simpson, Some features of a turbulent wing-body junction vortical flow, 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-97-0651, 1977.

11) V. Yakhot, S. A. Orszag, Renormalization Group Analysis of Turbulence. 1. Basic Theory, Journal of Science Computation, Vol. 1, 1986, pp. 3-51.

12) L. R. Kubendran, A. Bar-Sever and W. D. Harvey, Flow Control in a Wing/Fuselage Type Junction, AIAA-88-0614, 1988.

13) W. A. Eckerle, L. S. Langston, Horseshoe Vortex Formation Around a Cylinder, Journal of Turbomachinery, Vol. 109, 1987, pp. 278-285.

14) F. J. Pierce, J. Shin, The Development of a Turbulent Junction Vortex System, Journal of Fluids Engineering, Vol. 114, 1992, pp. 559-565.

15) D. G. Gregory-Smith, J. A. Walsh, C. P. Graves, K. P. Fulton, Turbulence Measurement and Secondary Flows in a Turbine Rotor Cascade, Journal of Turbo machinery, Vol. 110, 1988, pp. 479-485.

16) R. Radomsky, K. A. Thole, High Free-stream Turbulence Effects in the Endwall Leading Edge Region, Journal of Turbomachinery, Vol. 124, 2002, pp. 107-118.