

경계층내 장애물이 터빈 캐스케이드내 3차원 난류유동에 미치는 영향에 관한 전산해석

이상일* · 정진택**

Numerical Analysis on Effects of the Boundary Layer Fence on the Three-dimensional Turbulent Flow in a Turbine Cascade

Sangil Lee*, J. T. Chung**

Key Words: Gas Turbine(가스 터빈), Turbine Cascade(터빈 캐스케이드), Secondary Flow(이차유동), Passage Vortex(통로와류), Boundary Layer Fence(경계층 펜스), Endwall(끝벽), Suction Surface(흡입면)

ABSTRACT

The objective of this study is to verify the secondary flow and the total pressure loss distribution in the boundary layer fence installed linear turbine cascade passage and to propose an appropriate height of the boundary layer fence which shows the best loss reduction among the simulated fences. In this study, three different boundary layer fence was installed which have different height. This study was performed by numerical method and the result showed the boundary layer fence which has the height of one third of the inlet boundary layer thickness showed the best loss reduction rate.

기호설명

- C : Chord
- v : Secondary flow component of pitchwise direction
- w : Secondary flow component of spanwise direction
- δ : Inlet boundary layer thickness
- H : Span of the blade
- h : Height of the boundary layer fence

1. 서 론

가스 터빈의 터빈 스테이지를 모사한 선형 터빈 캐스케이드 내에는 복잡한 3차원 유동이 발생하게 된다. 이러한 3차원 유동은 통로의 주유동과 방향이 다른 유동이기 때문에 이차유동이라고 하며, 터빈에 추가적인 공력손실을 야기시키고 끝벽과 흡입면에 열용력이 집중되는 영역을 만든다. 이러한 이차유동을 억제하기 위한 방법으로 끝벽의 경계층 내에 경계층 펜스를 설치하는 방법이 있는데, 이는 Kawaii¹⁾가 제안한 방법으로써 경계층 펜스의 설치가 공력 손실을 감소시킬 수 있음을 보였고, Chung²⁾은 경계층 펜스를 설치하여 흡입면에서 열적 구배가 큰 영역을 감소시킬 수 있음을 확인하였다. 이³⁾는 다양한 높이와 길이의 경계층 펜스를 설치하여 통로 하류에서 측정되는 이차손실을 감소시킬 수 있는 적절한 경계층 펜스의 높이와 길이를 실험을 통하여 제시하였으나 경계층 펜스를 설치한 경우에 대한 통로 내부의 유동 특성은 고찰하지 못하였다. 이에 본 연구에서는 다양한 높이의 경계층 펜스를

* 고려대학교 기계공학과 대학원

** 고려대학교 기계공학과

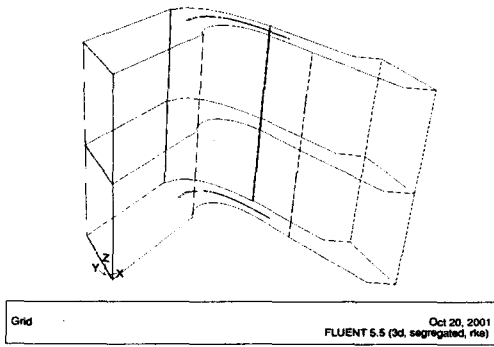


Fig. 1 Geometry without mesh

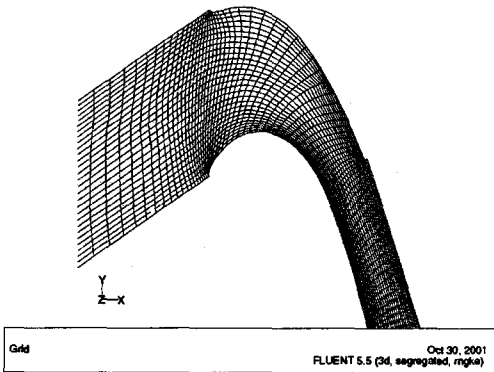


Fig. 2 Mesh (partial view)

설치한 경우, 가스 터빈내의 대한 공력특성을 전산해석을 통하여 규명하고자 한다. 본 연구의 목적은 선형 터빈캐스케이드 내의 3차원 난류유동을 규명하고, 다양한 높이의 경계층 펜스를 설치한 경우에 대한 공력특성을 규명하여 경계층 펜스의 설치가 이차손실 감소의 효과가 있음을 보이고, 이차손실을 감소시킬 수 있는 적절한 경계층 펜스의 높이를 제시하는 것이다.

2. 터빈 캐스케이드의 제원과 유동조건

해석에 사용된 블레이드는 입구각 -35° , 출구각 72.5° 로 107.5° 의 선회각을 갖는다. 그 외 터빈 캐스케이드의 제원은 Table. 1에 표기하였다.

경계층 펜스의 형상은 블레이드의 캠버라인의 형상을 가지며 캠버라인과 같은 길이를 갖고, 앞전은 썸기 모양으로 모델링하였다. 경계층 펜스는 끝벽에 위치하

Table. 1 Geometry of the blade

Chord (C)	230 mm
Axial chord to chord ratio (C_{ax}/C)	0.704
Aspect ration (H_b/C)	2.0
Solidity (C/P)	1.33
Blade inlet angle (β_1)	-35°
Blade outlet angle (β_2)	72.5°
Turning angle	107.5°
Incidence angle	0°

며 피치방향을 기준으로 중앙에 위치시켰다.

계산 조건은 실험과 동일한 조건을 사용하였는데, 유입 유동의 속도는 12m/s이며, 입구 레이놀즈 수는 블레이드의 코드길이를 바탕으로 1.9×10^5 이며 입구 경계층 두께는 24mm이다. 입구 난류강도는 경계층을 제외하고 0.7%이내이다. 펜스의 높이는 입구 경계층 두께를 기준으로 1/3, 2/3, 1배인 8, 16, 24mm를 갖도록 하였다.

3. 연구방법

3.1 지배방정식 및 경계조건

본 연구에는 상용 전산해석 코드인 FLUENT(Ver. 5.5)를 사용하였다. 정상상태에 관한 전산해석을 수행하였으며 난류방정식으로는 식 (1)과 같은 RNG k- ϵ 방정식을 사용하였다.

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M$$

$$\rho \frac{D\epsilon}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\alpha_\epsilon \mu_{eff} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R \quad (1)$$

해석에 사용된 모델의 전체적인 형상은 Fig. 1과 같다. 유로는 1개만을 모델링하여 반복되는 평면에 주기 조건을 설정하였으며 모든 조건이 스펠 중앙을 기준으로 대칭이라고 가정하여 미드스펠에 대칭조건을 설정

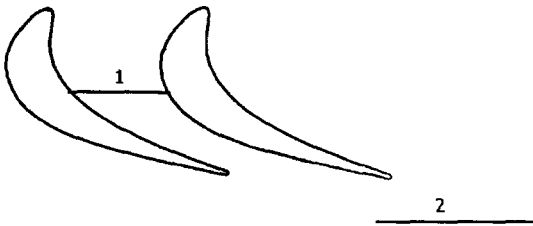


Fig. 3 Definition of the planes

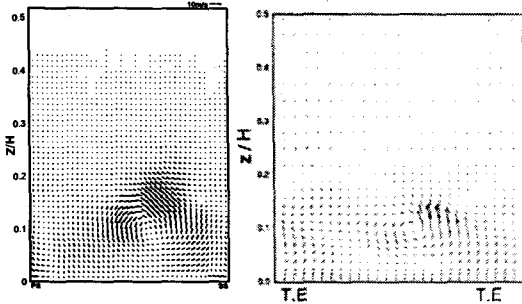


Fig. 4 Comparison of the secondary flow vector at plane 2 with the result of the previous experiment

하였다. 출구쪽의 형상은 전체 격자의 질을 향상시키기 위하여 Hilderbrandt⁴⁾의 방법을 본 연구의 형상에 맞추도록 적용하였다. 입구조건은 이³⁾의 실험에서 측정된 데이터를 사용하였고, 입구의 난류성분은 고⁵⁾의 설정조건과 같이 난류점성비를 10으로 정하고 k 와 ϵ 로 환산하여 설정하였다. 생성된 격자는 Fig. 2와 같다.

4. 결과 및 고찰

유로 내에서의 계산 결과를 도시하기 위해 Fig. 3와 같이 축방향 코드 길이의 0.5(plane1), 1.25(plane2)배 되는 위치에 평면을 설정하였다.

4.1 실험 결과와의 비교

Fig. 4는 전산해석 결과의 타당성을 검증하기 위하여 경계층 펜스가 설치되지 않은 경우에 대한 plane2에서의 이차유동 속도분포를 이³⁾의 실험결과와 비교한 그림이다. 이차유동의 전체적인 분포경향과 통로와

류의 위치가 거의 일치하는 것으로 보아 계산 결과가 타당하다고 할 수 있다.

4.2 이차유동 속도분포

이차유동 속도벡터는 미드스팬에서의 유동방향을 주 유동 방향으로 정하고 주유동과의 차이를 나타낸 속도 벡터이다. Fig. 5는 각 경우에 대한 plane1에서의 이차 유동 속도분포이다. (a)에서는 경계층 펜스가 없는 경우 압력면 말굽와류 성분이 흡입면으로 이동하여 흡입면에 강한 상승류를 발생시키는 것을 볼 수가 있다. 반면에 (b)에서는 와류가 펜스의 차단효과에 의해 흡입면 쪽으로 완전히 이동하지 못하고 있다. 그러나 펜스를 타고 넘어가는 와류의 일부가 펜스와류를 형성하는 것을 볼 수가 있다. (c)에서는 펜스의 높이가 높아지면서 와류 중심의 위치가 (b)에 비해 흡입면으로부터 더 멀리 떨어져 있는 것을 볼 수가 있고, 그 크기는 작으나 펜스를 타고 넘어가는 유동이 만드는 펜스 와류와, 펜스가 높아짐에 따라 새롭게 만들어진 채널 내에서 또다른 와류가 생기는 것을 볼 수가 있다. (d)에서는 펜스의 높이가 더욱 높아짐에 따라 펜스를 넘어가는 유동이 없어 펜스 와류가 생기지 않는 반면에 흡입면 쪽에 채널효과에 의해 생긴 와류가 (c)에 비해 더 크게 나타나는 것을 볼 수가 있다. 그리고 펜스를 설치한 모든 경우에 대하여 흡입면에서의 상승류가 (a)에 비하여 감소된 것을 볼 수가 있다.

Fig. 6는 plane2, 즉 통로하류에서의 이차유동 속도 분포이다. (a)에서는 통로와류 중심의 위치가 펜스를 설치하지 않은 경우에 비하여 높고 흡입면 쪽에 위치하는 것을 볼 수가 있으며, 와류의 크기도 크고 강도도 강한 것을 볼 수가 있다. (b)에서는 (a)와 통로와류의 중심의 위치는 비슷하지만 와류의 크기가 작아지고 강도도 약해진 것을 볼 수가 있고 흡입면쪽에 모서리 와류가 나타나는 것을 볼 수가 있다. (c)에서는 펜스의 차단효과에 의해 통로와류의 중심의 위치가 흡입면으로부터 상당히 멀리 떨어져 있고 낮게 위치하는 것을 볼 수가 있다. (d)에서는 (c)와 거의 유사한 경향을 보인다.

Fig. 5와 Fig. 6의 이차유동 속도분포를 볼 때 경계층 펜스의 설치가 통로와류의 크기를 작게 하고 강도도 약화시키며 경우에 따라 와류를 흡입면으로부터 멀리 떨어진 곳에 위치시키는 효과를 나타냄을 알 수가 있다.

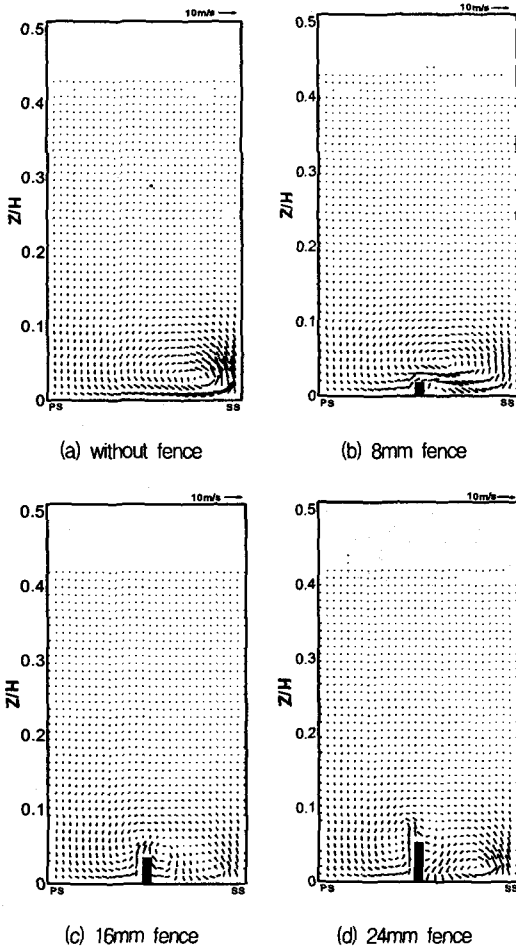


Fig. 5 Vector plot of secondary velocities at plane 1

4.2 전압손실계수의 분포

전압손실계수의 정의는 식 (2)와 같다. P_{t0} 는 입구에서의 전압이며 U_0 는 입구의 자유유동 속도이다.

$$C_M = \frac{P_{t0} - P_t}{\frac{1}{2} \rho U_0^2} \quad (2)$$

Fig. 7은 plane1에서의 전압손실계수의 분포이다. (a)를 보면 통로 내의 횡압력구배에 의해 생긴 횡단류가 손실을 포함하는 끝벽 경계층내의 유동을 흡입면 쪽으로 밀고있는 것을 볼 수가 있다. 그리고 흡입면 전체에 걸쳐 분포하는 손실영역은 흡입면을 통해 발달하는

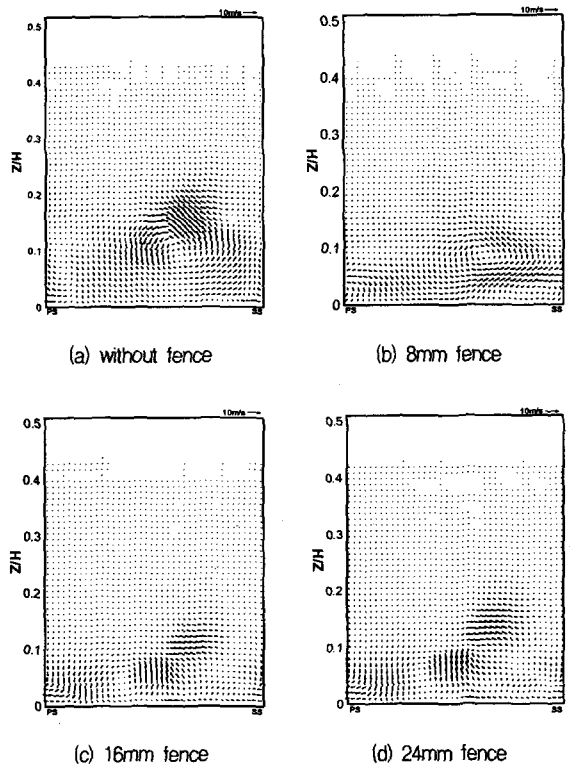


Fig. 6 Vector plot of secondary velocities at plane 2

경계층 내의 손실이다. (b)를 보면 손실영역이 다소 복잡하게 나타나는 것을 볼 수가 있는데, 이는 횡단류가 손실영역을 흡입면쪽으로 이동시킬 때 손실영역이 펜스를 넘어가면서 생기는 현상이며 펜스와류에 의해 펜스의 흡입면쪽에 손실이 집중되는 것을 볼 수가 있다. (c)를 보면 손실영역이 높이가 높은 펜스를 타고 넘어가므로 손실이 스펀 방향으로 높은 영역까지 분포하는 것을 볼 수가 있고 펜스와류가 위치하는 곳에 손실의 구배가 큰 영역이 나타나는 것을 볼 수가 있다. (d)에서도 이와 비슷한 양상을 보이며 더 높은 곳까지 손실영역이 분포하는 것을 볼 수가 있다.

Fig. 8은 plane2에 대한 분포이다. (a)와 (b)를 비교해보면 (b)의 경우가 전압손실계수의 극부적 최대값이 작아지고 통로 내부의 손실이 분포하는 영역이 감소한 것을 볼 수가 있다. (c)와 (d)를 보면 경계층 펜스에 의해 차단되어 흡입면으로 이동하지 못한 손실을 동반한 유동 때문에 끝벽쪽 전체에 걸쳐서 손실이 분포하고 있는 것을 볼 수가 있다.

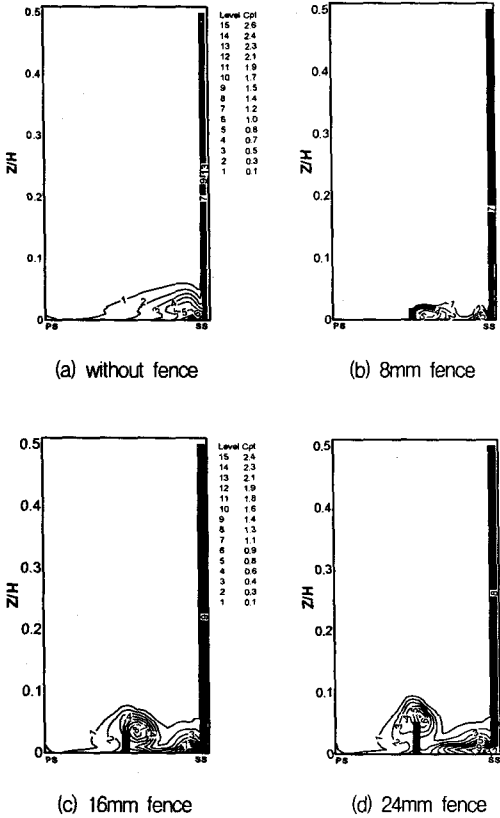


Fig. 7 Contour plot of total pressure loss coefficient at plane 1

4.3 질량평균 전체압력손실계수의 비교

경계층 펜스를 설치한 효과를 보기 위하여 plane2에서의 전체압력손실계수와 그 감소율을 비교해 보았다. 전체압력손실계수는 전압손실계수와 이차유동 손실계수의 합으로 정의되고 이차유동 손실계수의 정의와 질량평균 전체압력손실계수 감소율의 정의는 식 (3), 식 (4), 식 (5)와 같다.

각 경우에 대한 질량평균 전압손실계수, 이차유동 손실계수, 전체압력손실계수와 그 감소율의 비교는 Table. 2에 나타나 있다. 질량평균 이차유동 손실계수의 계산 결과를 보면 경계층 펜스를 설치할 경우 펜스가 없는 경우에 비하여 약 47-58% 감소한 것을 볼 수가 있는데, 이는 펜스와류 등의 추가로 발생한 이차유동보다 통과와류의 발달이 저지되어 나타나는 이차유동 감소의 효과가 더 크다는 것을 의미한다. 질량평균

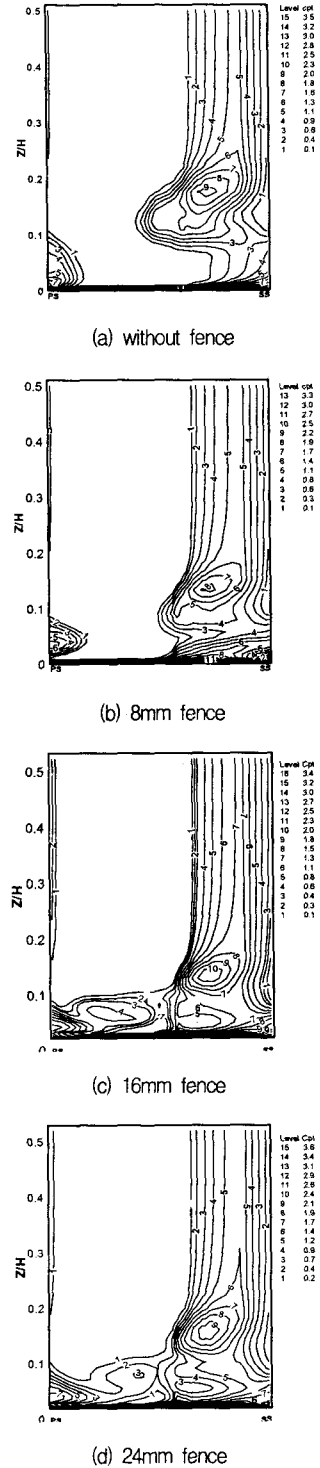


Fig. 8 Contour plot of total pressure loss coefficient at plane 2

Table. 2 Overall pressure loss coefficient at plane 2

	without fence	h=8mm	h=16mm	h=24mm
\overline{Cp}_t	0.402	0.364	0.379	0.405
\overline{Cp}_{st}	0.019	0.008	0.008	0.010
\overline{Cp}_{total}	0.421	0.372	0.387	0.415
η_f		11.6%	8.1%	1.4%

전체압력손실계수의 경우 8mm높이의 경계층 펜스를 설치한 경우가 가장 큰 감소율을 보였다.

$$Cp_{st} = \frac{\frac{1}{2} \rho v^2 + \frac{1}{2} \rho w^2}{\frac{1}{2} \rho_0 U_0^2} = \frac{v^2 + w^2}{U_0^2} \quad (3)$$

$$\overline{Cp}_{total} = \overline{Cp}_t + \overline{Cp}_{st} \quad (4)$$

$$\eta_f = \frac{\overline{Cp}_{total, without\ fence} - \overline{Cp}_{total, with\ fence}}{\overline{Cp}_{total, without\ fence}} \times 100(\%) \quad (5)$$

5. 결론

선형 터빈 캐스케이드의 끝벽에 다양한 높이의 경계층 펜스를 설치한 경우에 대한 전산해석을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 경계층 펜스의 설치에 블레이드의 앞전에서 발생하는 압력면 말굽와류 성분이 흡입면으로 이동하면서 발달하는 것을 차단하는 효과를 보여주었으나 펜스와류 등의 새로운 와류가 형성되었다.

2) 경계층 펜스가 없는 경우, 통로내의 횡압력구배에 의해 생긴 횡단류와 상승류가 손실을 동반한 끝벽 경계층 내의 유동을 흡입면쪽으로 이동시키고 상승시켜

손실이 분포하는 영역을 통로 내부로 확대시킨 반면에, 펜스를 설치한 경우는 횡단류가 차단되어 통로내부로 확대되지 않았다.

3) 질량평균 이차유동손실계수를 계산한 결과, 경계층 펜스의 설치가 이차유동을 감소시키는 효과가 있음을 확인하였다.

4) 질량평균 전체압력손실계수를 계산한 결과, 입구경계층 두께의 1/3인 8mm의 높이를 갖는 경계층 펜스를 설치한 경우가 11.6%의 가장 큰 손실 감소율을 보였다.

참고문헌

- (1) Tatsuo Kawai, 1989, "Secondary Flow Control and Loss Reduction in a Turbine Cascade Using Endwall Fences," JSME International journal, Series II, Vol.32, No.3, pp.375-387
- (2) Chung, J. T., 1992, "Flow and Heat Transfer Experiments in the Turbine Airfoil/Endwall Region," Ph.D. Thesis. Department of Mechanical Engineering, University of Minnesota, Minneapolis, MN.
- (3) 이용진, 1996, "경계층내 장애물이 가스터빈내 3차원유동에 미치는 영향에 관한 전산해석," 고려대학교 기계공학과, 공학 석사 논문
- (4) Hilderbrandt, 1999, "A Numerical Study of the Influence of Grid Refinement and Turbulence Modeling on the Flow Field Inside a Highly Loaded Turbine Cascade," Journal of Turbomachinery, October, Vol. 121, pp.709-716
- (5) 고성룡, 1997, "장애물이 있는 3차원 터빈 캐스케이드내 난류유동의 전산해석," 고려대학교 기계공학과, 공학 석사 논문