

DBD 플라즈마 구동기를 이용한 가스터빈 끝벽 막냉각 효율 개선

정진영* · 김기문* · 곽재수*†

Film Cooling Effectiveness Enhancement of Gas Turbine Endwall Using DBD Plasma Actuator

Jin Young Jeong*, Gi Mun Kim*, Jae Su Kwak*†

Key Words : DBD Plasma(DBD 플라즈마), Induced Flow(유도 유동), Gas Turbine(가스터빈), Film Cooling(막냉각), Aerodynamic Loss(공력 손실)

ABSTRACT

Film cooling has been widely applied to protect components of gas turbine from the hot combustion gas and many studies have been conducted to increase the film cooling effectiveness with minimal use of coolant. In this study, it is attempted to increase the film cooling effectiveness by applying the dielectric barrier discharge (DBD) plasma to the endwall of the first stage of a gas turbine. Tests were conducted in a low speed linear cascade. The film cooling effectiveness was measured using the pressure sensitive paint technique and the total pressure loss was also measured. Results showed that the film cooling effectiveness could be increased by applying the DBD plasma, but the total pressure loss was increased due to stronger secondary vortices.

기호 설명

C	질량 분율(Mass fraction)
$c_{p,total}$	전압 손실 계수(Total pressure loss coefficient)
DR	밀도비(Density ratio)
D	냉각 홀 직경(mm)
H	블레이드 스패(Blade Span)
I	발광강도(Intensity)
M	분사비(Blowing ratio)
p_{O_2}	산소 분압(Oxygen partial pressure)
p_{total}	전압 [Pa]
S	블레이드 피치 (Blade pitch)
T	온도(Temperature)
u	주유동 유속 [m/s]

하첨자

air	공기
blk	압실조건
f	필름(Film)
fg	이종기체(Foreign gas)
in	캐스케이드 입구
out	캐스케이드 출구
ref	기준상태
m	주유동(Mainstream)

1. 서론

가스 터빈의 효율을 상승시키기 위해 터빈 입구 온도는 계속해서 상승해왔다. 최근 가스터빈은 금속의 용융점을 초과하는 온도에서 작동하며, 이로 인해 발생하는 높은 열부하로부터 가스터빈 블레이드를 보호하기 위해 여러 냉각 기법이 적용되고 있다. 특히 1단 베인은 연소기 출구 뒤에 위치하여 터빈 부품 중 가장 높은 온도에서 작동하기 때문에 많은 냉각

그리스문자

η	막냉각 효율
ρ	밀도

* 한국항공대학교 항공우주및기계공학부(School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University)

† 교신저자, E-mail : jskwak@kau.ac.kr

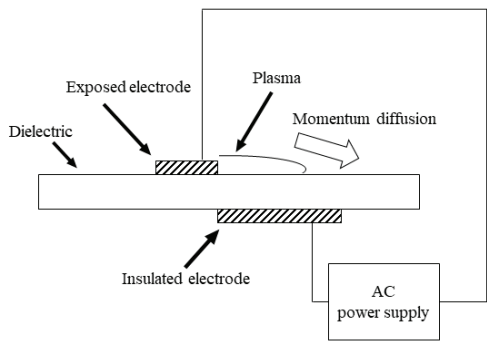


Fig. 1 DBD plasma actuator

기법들이 중첩되어 적용되며 많은 막냉각 효율을 가지고 있다.

막냉각은 대표적인 외부 냉각 기법으로, 냉각 유체를 높은 온도에 노출된 표면에서 분사하여 분사된 영역의 표면뿐만 아니라 하류 영역까지 보호하는 냉각기법이다.⁽¹⁾ 이 때 막냉각 효율은 홀의 형상과 냉각유체의 분사 조건에 따라 크게 영향을 받는다. 원형 홀은 가공이 간단하지만 냉각 유체의 유량이 증가함에 따라 홀 출구에서 냉각유체의 운동량이 급격하게 증가하여 높은 분사비에서 낮은 막냉각 효율을 보인다. 최근 많은 연구자들에 의해 연구되고 있는 팬 형상 홀은 출구 부근에서 홀의 단면적을 넓힘으로써 냉각 유체의 유속을 감소시켜 분사하기 때문에 높은 분사비에서도 높은 막냉각 효율을 보인다.⁽²⁾ 팬 형상 홀의 막냉각 효율에 영향을 미치는 인자로는 냉각유체의 밀도비와 분사비, 팬형상 홀의 횡방향 확장각과 전방향 확장각, 홀의 직경과 길이의 비 등이 있다.

유전체 장벽 방전(Dielectric barrier discharge, DBD) 플라즈마는 Fig.1과 같이 유전체를 사이에 두고 비대칭적으로 설치된 두 개의 전극으로 구성된다. 유전체 장벽 상부에 주유동에 노출된 전극을 노출전극(Exposed electrode), 하부에 배치된 잠입전극(Insulated electrode)로 정의하며 두 전극 사이에 고전압 고주파의 교류 전류를 인가하여 노출전극 끝단부터 잠입전극 사이의 영역에 상온 플라즈마가 발생한다.⁽³⁾ 이 때, DBD 플라즈마가 발생하면 유도 유동이 발생하게 되는데 그 원인에 대해서는 많은 이론들이 있지만, 대부분의 연구자들은 비대칭적인 전극의 배치에 의해 생성되는 전자기장으로 인해 플라즈마가 발생한다고 설명한다.⁽⁴⁻⁵⁾

DBD 플라즈마 구동기는 작은 입력 전력으로 구동이 가능하기 때문에 오존 발생기, 플라즈마 디스플레이 등 산업계에서 널리 이용된다. 또한 DBD 플라즈마 작동기의 유도유동을 이용하여 유동의 박리 지연과 유동의 능동 제어에 많은 연구들이 진행되었다. Corke 등⁽⁶⁾과 He 등⁽⁷⁾은 DBD 플라즈마 구동기를 에어포일에 부착하여 유동 박리의 제어가 가능함을 실험적으로 입증하였고, Stephens 등⁽⁸⁾은 DBD 플라즈마를 가스터빈 블레이드의 팁에 적용하여 누설유동으로 인한

공력 손실을 감소시켰다. Park 등⁽⁹⁾은 DBD 플라즈마 구동기의 전극 형상과 전압에 따른 유도유동의 크기에 미치는 영향을 열선 유속계를 사용하여 실험적으로 측정하였고, Forte 등⁽¹⁰⁾은 직선 형태의 전극 형상을 가지는 DBD 플라즈마의 유도유동의 분포를 실험적으로 측정하였다.

본 논문에서는 DBD 플라즈마 구동기를 터빈 1단 베인 모사 선형 캐스케이드 입구의 끝벽에 부착하여 입구 경계층의 변화를 유도하여 끝벽의 막냉각 효율과 전압손실을 실험적으로 고찰하였다.

2. 실험 이론 및 실험 장치 구성

2.1 압력감응페인트(Pressure Sensitive Paint, PSP)기법

막냉각 효율 측정에는 압력감응페인트 기법이 사용되었다. 압력감응페인트란 다공성 폴리머 바인더에 발광분자들이 포함된 페인트로, 이 발광 분자들은 400 nm 영역의 빛이 조사되면 600 nm 영역의 빛을 발광하는 특성을 가지며, 발광 분자가 산소 분자를 만나게 되면 발광 능력을 상실하게 된다. 도포된 다공성의 압력감응페인트 표면에 산소의 분압이 높을 때, 산소 켄칭(Oxygen quenching)이 발생하여 발광 분자의 발광을 방해하게 된다. 따라서 압력감응페인트에서 방사되는 빛의 강도와 압력의 보정 작업을 통해 압력감응페인트를 이용하여 표면의 산소분압을 측정할 수 있다.

식 (1)은 열전달과 물질전달의 상사를 나타내며 최종적으로 식 (2)와 같이 정리된다.

$$\eta = \frac{T_f - T_w}{T_m - T_w} \approx \frac{C_f - C_w}{C_m - C_w} \quad (1)$$

$$\eta = 1 - \frac{1}{1 + DR \left(\frac{(p_{O_2})_{fg} - (p_{O_2})_{air}}{(p_{O_2})_{air}} \right)} \quad (2)$$

이 때, $(P_{O_2})_{air}$ 는 막냉각 유체로 공기를 분사했을 경우의 산소 분압, $(P_{O_2})_{fg}$ 는 산소를 포함하지 않는 이종기체를 분사하였을 경우의 산소 분압을 의미하며, DR은 공기와 이종기체의 밀도비를 나타낸다. 이 때, 산소의 분압과 압력감응페인트에서 방사되는 빛의 강도의 관계식은 식(3)으로 나타낼 수 있고, 본 실험에 앞서 관계식의 계수를 결정하는 보정 작업을 거쳐야한다. 본 연구에서 사용된 빛의 강도와 압력의 보정 결과는 Fig. 2에 나타나 있다.

$$\frac{p_{ref}}{p} = f\left(\frac{I_{ref}}{I}\right) = A + B \frac{I_{ref}}{I} + C \left(\frac{I_{ref}}{I}\right)^2 \quad (3)$$

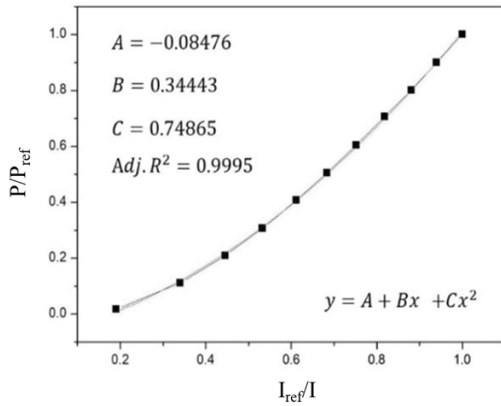


Fig. 2 Calibration curve of PSP

Table 1 Images required to calculate film cooling effectiveness

Images	LED	Wind ternal	Injection
Black image	OFF	OFF	OFF
Reference image	ON	OFF	OFF
Air image	ON	ON	Air
Foreign gas image	ON	ON	Foreign gas

막냉각 효율 측정에 필요한 이미지는 총 4장이며, 각 이미지의 촬영 방법은 Table 1에 나타나있다. Black image는 카메라 자체 노이즈를 측정하기 위해 촬영되며, Reference image는 각 픽셀에서 측정되는 밝기를 무차원화 하기 위해 촬영된다. 최종적으로 Black image와 Reference image를 통해 무차원화된 Air image와 Foreign gas image의 밝기 강도를 식 (3)을 통해 비교하여 막냉각 효율을 계산한다.⁽¹¹⁾ 본 연구에서 측정된 막냉각 효율의 불확도는 각각 막냉각 효율이 0.6 일 때 4.22%, 0.2 일 때 11.5%로 측정되었다.⁽¹²⁾

2.2 막냉각 효율 측정 실험장치 구성

본 실험에 사용된 실험 장치 배관도는 Fig. 3에 나타나있다. 냉각유체의 유량은 전자식 질량유량컨트롤러(FMA-2610A, OMEGA)를 사용하여 제어하였고, 압력감응페인트에서 발광되는 빛은 CCD 카메라(PCO 1600, PCO)를 사용하여 측정하였다. 선형 캐스케이드는 4개의 가이드 베인을 가지며, 그중 중앙 유로의 끝벽에 막냉각 홀들이 배치되어있고, 표면에 압력감응페인트(Uni-FIB 400, ISSI)가 도포되어있다. Fig. 4는 가운데 유로를 확대하여 나타낸 것으로, 팬 형상 홀이 배치된 1단 베인의 끝벽과 DBD 플라즈마 구동기의 위치를 나타낸다. DBD 플라즈마 구동기의 노출전극은 베인 앞전과 나란하게 설치되었고, 고전압 증폭기(Trek 20/20C-HS)와 합수 발생기(Tektronix AFG 3022C)를 사용하여 5 kV, 1 kHz의 정현파를 인가하였다. 실험은 캐스케이드 입구유속과 베인의 코드 기준 레이놀즈수 17,700에서 진행되었으며, 냉각

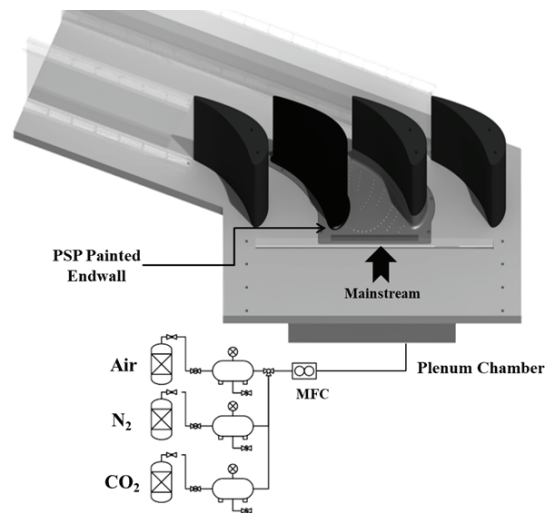


Fig. 3 Schematics of piping system

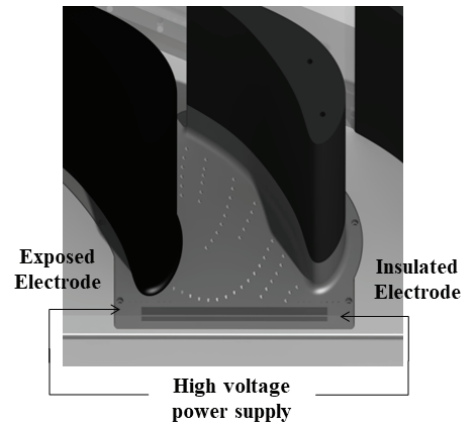


Fig. 4 Schematic diagram of test section

유체의 밀도 비 1.0, 1.5에서, 냉각 유체의 분사비 1.0, 1.5, 2.0에서 진행되었다.

실험에 사용된 팬 형상 막냉각 홀의 형상은 Fig. 5에 도시되어있다. 홀의 분사각(α) 36° , 횡방향 확장각(β_{lat}) 8.2° , 전방 확장각(β_{fwd}) 8.2° , 직경과 길이의 비(L/D) 13의 형상 인자들이 사용되었다.

2.3 전압손실계수 측정 실험장치 구성

전압손실계수 측정 위치는 Fig. 6(a)에서 나타나있다. 피토관을 사용하여 입구에서 전압과 유속을 측정하며, 키엘 프로브를 사용하여 1코드 후류에 위치한 평면의 끝벽부터 미드스팬 영역의 전압을 측정하였다. 전압손실계수는 식 (4)와 같이 정의하였다. 실험은 냉각유체의 밀도비 1.0, 분사비 0, 1, 2에서 진행되었다.

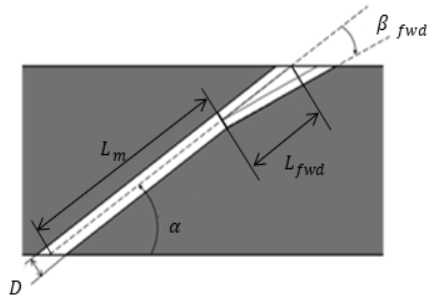


Fig. 5 Film cooling hole geometry

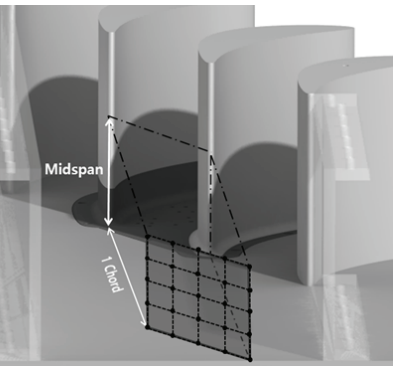
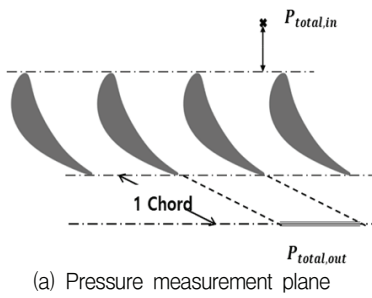


Fig. 6 Total pressure measurement

$$C_{p, total} = \frac{P_{total, in} - P_{total, out}}{1/2 \rho u^2} \quad (4)$$

3. 실험 결과

3.1 막냉각 효율 측정

DBD 플라즈마의 유도유동이 발생하지 않았을 때와 유도 유동이 발생했을 때의 컨투어는 각각 Fig. 7과 Fig. 8에 나타나 있다. 두 경우 모두 분사된 막냉각 유체가 끝벽에서의 횡단류(cross flow)에 의해 인접 블레이드의 흡입면 쪽으로 치우치는 것을 볼 수 있다. 또한 뒷전 부근의 끝벽에서는 통로와류에 의해 막냉각 유체가 부유되어 매우 낮은 막냉각 효율을 나타내고 있다.

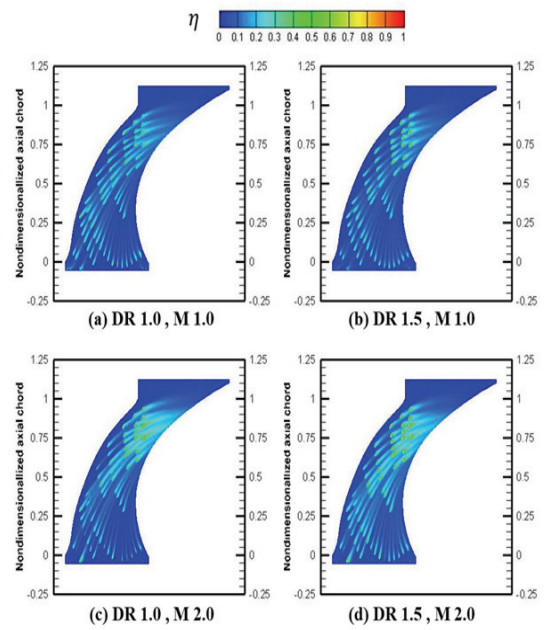


Fig. 7 Film cooling effectiveness w/o induced flow caused by DBD plasma

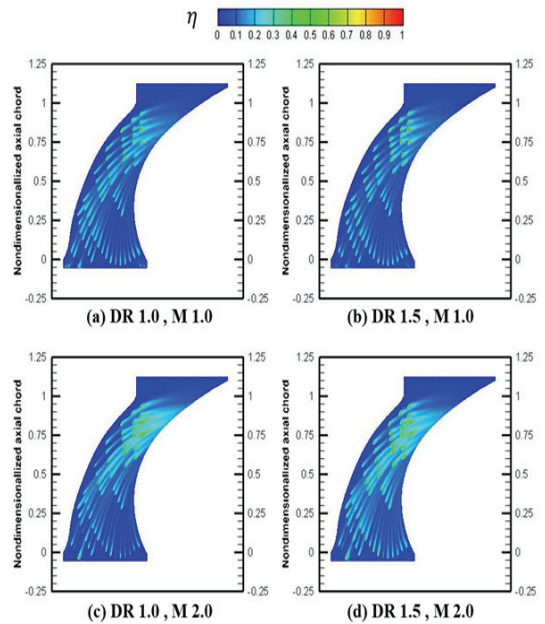
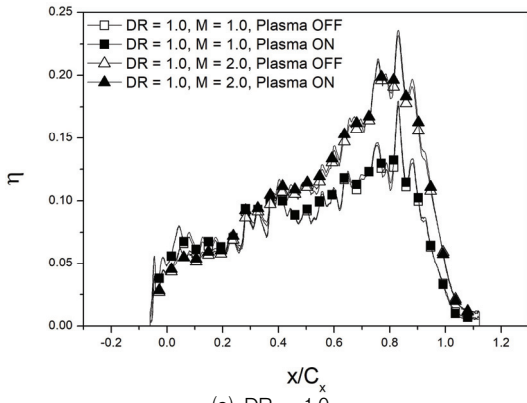
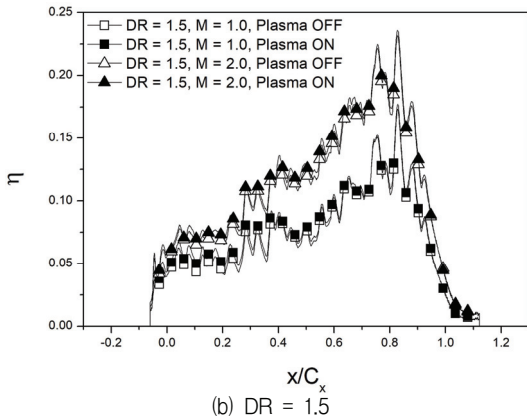


Fig. 8 Film cooling effectiveness w/ induced flow caused by DBD plasma

정량적인 비교를 위해 Fig. 9에 axial chord 방향으로 평균된 막냉각 효율 그래프가 도시하였다. 하류로 갈수록 평균 막냉각 효율은 증가하지만 $x/C_x = 0.8$ 근방에서 통로와류의 영향으로 막냉각 효율이 급격히 감소하는 것을 볼 수 있다. 또한 DBD 플라즈마가 인가되었을 때, 모든 경우에서 막냉각 효율이 상승하는 효과를 보였다.

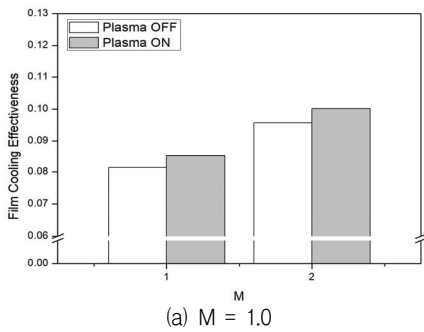


(a) DR = 1.0

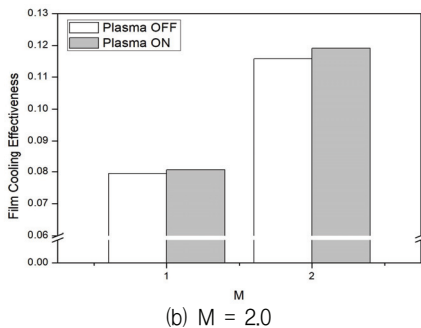


(b) DR = 1.5

Fig. 9 Axial chord wise averaged film cooling effectiveness



(a) M = 1.0



(b) M = 2.0

Fig. 10 Overall averaged film cooling effectiveness

Fig. 10은 전체면적 평균 막냉각 효율 그래프를 나타낸 것이다. 밀도비 1.0, 분사비 2.0에서 4.6%의 최대 막냉각 효율 상승을 보였다. DBD 플라즈마 구동기를 작동하면 유도유동

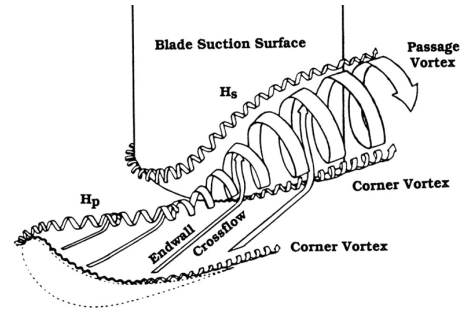


Fig. 11 General flow pattern near gas turbine blade⁽¹³⁾

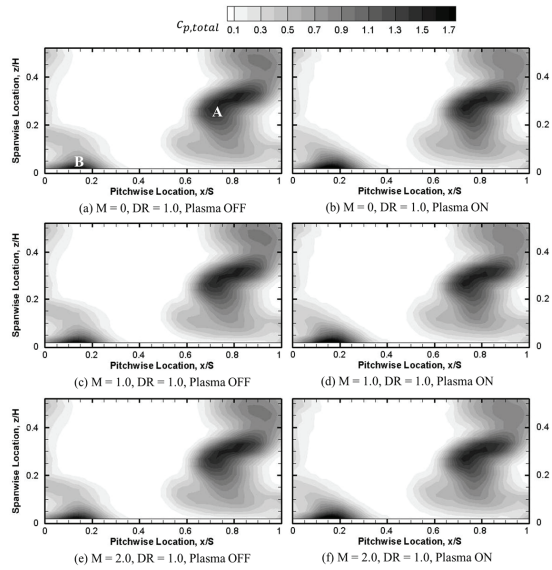


Fig. 12 Total pressure loss contours

으로 인해 경계층 내부 유동 구조에 변화가 발생하여 더 높은 막냉각 효율을 낸 것으로 보인다.

3.2 전압손실계수 측정

Fig. 11과 같이, 가스터빈 블레이드 근방에는 여러 가지 복잡한 유동 패턴들이 존재한다. 앞전 부근에서 발생하는 말굽와류, 입구 경계층이 박리되어 압력면 방향으로 진행하여 횡단류를 타고 인접 블레이드의 흡입면으로 진행되는 통로 와류와 끝벽의 좁은 틈에서 통로와류의 상대적인 효과로 발생하는 코너 와류 등이 존재한다.⁽¹⁴⁾ 이러한 여러 종류의 와류는 전압손실을 야기하게 된다.

Fig. 12(a), (c), (e)는 각각 DBD 플라즈마를 작동하지 않았을 때의 냉각유체의 분사비 0, 1, 2에서의 전압손실 분포이고, Fig. 12(b), (d), (f)는 DBD 플라즈마를 작동시켰을 때의 분사비 0, 1, 2에서의 전압손실 분포이다. Fig. 12(a)의 A영역은 통로 와류, B영역은 코너와류의 영역이다. DBD 플라즈마의 작동으로 인한 경계층의 변화가 코너 와류의 강도

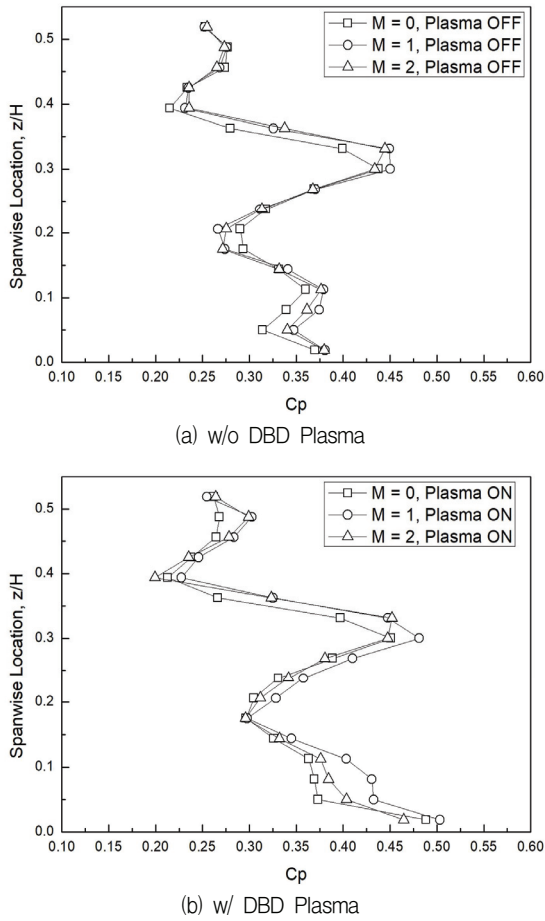


Fig. 13 Pitchwise averaged total pressure loss coefficient

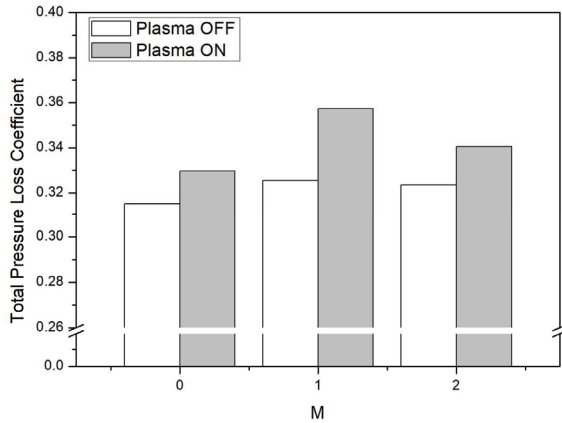


Fig. 14 Overall averaged total pressure loss coefficient

를 크게 증가시키는 것이 관찰되었고, 또한 끝벽의 막냉각이 통로와류의 전압손실을 일으키지만, 냉각 유체의 분사비에 큰 영향을 받지 않는 것이 확인되었다.

Fig. 13(a)는 DBD 플라즈마가 작동되지 않을 때, Fig. 13(b)는 DBD 플라즈마가 작동되었을 때의 피치방향 평균 전압손실계수 분포이다. DBD 플라즈마의 유도유동으로 인해 경계층 내부의 유속이 증가함에 따라 코너 와류 세기의

증가하였고, 최종적으로 전압손실이 크게 증가하였다. Fig. 14은 전체 영역 평균 전압손실계수를 나타낸다. DBD 플라즈마의 영향으로 측정 영역 내 전압손실계수는 최대 9.8% 증가하였다.

4. 결론

본 연구에서는 DBD 플라즈마 구동기의 유도 유동을 이용한 경계층의 변화로 가스터빈 끝벽의 막냉각 효율을 개선하였다. DBD 플라즈마 구동기를 작동하였을 때 전체 영역 평균 막냉각 효율은 최대 4.6% 증가하였다. 반면에 경계층 내부의 유속 증가로 인하여 코너 와류의 효과가 크게 증가하는 경향을 보였고, 그로 인하여 측정범위 내 전체영역평균 전압손실이 증가하는 현상을 보였다.

후 기

이 논문은 2015년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2015R1A2A1010026).

References

- (1) Goldstein, R. J., 1971, "Film Cooling," Advances in Heat Transfer, Vol. 7, pp. 321~379.
- (2) Chen, A. F., Li, S. J. and Han, J. C., 2015, "Film Cooling for Cylindrical and Fan-Shaped Holes Using Pressure-Sensitive Paint Measurement Technique," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 29, No. 4, pp. 775~784.
- (3) Corke, T. C. and Post, M. L., 2005, "Overview of Plasma Flow Control: Concepts, Optimization, and Applications," AIAA paper, 2005, p. 563.
- (4) Nichols, T. G. and Rovey, J. L., 2012, "Fundamental processes of DBD plasma actuators operating at high altitude," 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper No. 2012-0822.
- (5) Ferry, J. W. and Rovey, L., 2010, "Thrust Measurement of Dielectric Barrier Discharge Plasma Actuators and Power Requirements for Aerodynamic Control," AIAA Paper No. 2010-4982.
- (6) Corke, T. C., Jumper, E. J., Post, M. L. and Orlov, D., 2002, "Application of weakly-ionized plasmas as wing flow-control device," 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Aerospace Sciences meetings, AIAA paper No. 2002-350.
- (7) He, C., Corke, T. C. and Patel, M. P., 2009, "Plasma flaps and slats: An application of weakly ionized

- plasma actuators,” *Journal of aircraft*, Vol. 46, No. 3.
- (8) Stephens, J. E., Corke, T. C. and Morris, S. C., 2011, “Blade-mounted single dielectric barrier discharge plasma actuators in turbine cascade,” *Journal of propulsion and power*, Vol. 27, No. 3.
- (9) Park, G. U., You, I. S., Kim, G. M. and Kwak, J. S., 2017, “Effect of Voltages and Electrode Shapes on the Performance of the DBD Plasma Actuator,” *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 20, No. 6, pp. 42~48.
- (10) Forte, M., Jolibois, J., Pons, J., Moreau, E., Touchard, G. and Cazalens, M., 2007, “Optimization of a dielectric barrier discharge actuator by stationary and non-stationary measurements of the induced flow velocity: application to airflow control,” *Experiments in Fluids*, Vol. 43, No. 6, pp. 917~928.
- (11) Charbonnier, D., Ott, P., Jonsson, M., Cottier, F. and Kobke, Th., 2009, “Experimental and Numerical Study of the Thermal Performance of a Film Cooled Turbine Platform,” *ASME Paper*, GT2009-60306.
- (12) Dunn, P. T., 2005, “Measurement and Data Analysis,” McGraw Hill, New York.
- (13) Moon, Y. J. and Koh, S. R., 2001, “Counter-rotating streamwise vortex formation in the turbine cascade with endwall fence,” *Computers & fluids*, Vol. 30, No. 4, pp. 473~490.
- (14) Sieverding, C. H., 1985, “Recent progress in the understanding of basic aspects of secondary flows in turbine blade passages,” *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 107, No. 2, pp. 248~257.