

압력감응페인트를 이용한 확대/축소 유로에서의 막냉각 효율 측정

박승덕* · 이기선* · 김성하* · 김학봉** · 곽재수**† · 김춘택*** · 양계병****

Measurement of the Film Cooling Effectiveness using Pressure Sensitive Paint on Convergent/Divergent Channel

Seoung Duck Park*, Ki Seon Lee*, Sung Ha Kim*, Hark-Bong Kim**,
Jea Su Kwak**†, Chun-Teak Kim***, Gyaebyung Yang****

Key Words : Film Cooling(막냉각) Pressure Sensitive Paint(압력감응페인트) Blowing Ratio(분사비)
Film Cooling Effectiveness(막냉각 효율)

ABSTRACT

Film cooling effectiveness on the convergent or divergent channel was measured by pressure sensitive paint technique. The channel convergent or divergent angle was changed from -5° to 10° and the tested blowing ratios were 0.5, 1 and 2. Results showed that the film cooling effectiveness on the convergent channel was not much affected by the convergent angle. With divergent film cooled surface, the film cooling effectiveness near the injection hole decreased as the divergent angle increases. However, the film cooling effectiveness at far downstream from the hole showed opposite trend. For the non-film cooled surface inclined case, the film cooling effectiveness was not much affected by the divergent angle.

1. 서론

가스터빈의 출력과 효율을 증가시키기 위해 가스터

빈 입구 온도를 점점 증가시키려는 경향이 있다. 이로 인해 발생하는 열부하와 열응력에 의한 블레이드 파손을 방지하고 고온의 연소실 가스로부터 표면을 보호하여 블레이드의 요구 수명을 충족시키기 위해 터빈 블레이드의 냉각 설계는 매우 중요하다. Fig. 1은 터빈 블레이드에서 일반적으로 사용되는 냉각기법을 나타낸다. 블레이드 내부에서는 충돌 냉각법과 Rib 냉각법, Pin-Fin 냉각법을 이용하여 열을 제거 하고 블레이드 외부에서는 표면에 작은 홀을 가공하고 냉각유체를 분

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과 대학원

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

† 교신저자, E-mail: jskwak@kau.ac.kr

*** 한국항공우주연구원 KHP 사업단

**** 국방과학연구소

사하여 얇은 막을 생성시켜 고온의 연소실 가스로부터 표면을 보호하는 막냉각 기법이 이용되고 있다.⁽¹⁾ 블레이드 표면에서의 막냉각 효율의 정확한 산출은 블레이드 열부하와 온도 분포의 예측에 필수적이며 막냉각 효율을 측정하기 위해 많은 연구자들에 의해 다양한 실험기법이 시도되어 왔다. 기존의 많은 연구자들은 막냉각 연구에 천이액정법(Transient liquid crystal technique)을 사용하였다. Kwak 과 Han⁽²⁾은 블레이드 tip에서의 열전달 효율 분포와 막냉각 효율 산출에 천이액정법을 이용하였다. 이들은 squealer tip 형상을 이용하여 3가지 tip 간극(1.0%, 1.5%, 2.5%)과 세 가지 분사비(0.5, 1.0, 2.0)를 적용하여 블레이드에서의 열전달 분포와 막냉각 효율을 산출하였다. Kim등⁽³⁾은 주유동을 가속 시킬 때 천이액정법을 이용하여 열전달 계수와 막냉각 효율을 산출하였다.

최근에는 압력감응페인트(PSP, pressure sensitive paint)를 이용한 막냉각 측정 방법이 사용되고 있다. 압력감응페인트(PSP)는 압력에 따라 반사되는 빛의 강도를 달리하는 물질로 산소 퀘칭의 원리를 이용하여 표면의 압력분포를 측정 할 수 있다.⁽⁴⁾ 냉각 유체로 질소와 공기를 각각 분사하고, 각각의 경우에 대해 압력감응 페인트로 표면 산소 농도를 측정하면 막냉각 효율을 측정할 수 있다. 이 기법은 액정을 이용한 방법과 달리 초기에 시험부를 가열할 필요가 없으며, 실험을 진행하는 중 steady 상태를 유지할 수 있어 열전도와 초기 표면 온도에 의한 오차를 피할 수 있다. Morris 등⁽⁵⁾과 McLachlan과 Bell⁽⁶⁾은 압력감응페인트 기술을 공기역학 실험에 적용하였고 Zhang과 Fox⁽⁷⁾, Zhang등⁽⁸⁾은 평판, 노즐에서 냉각유체로 공기와 질소를 사용하여 막냉각 효율을 측정하였다. 최근에 Ahn등⁽⁹⁾은 블레이드 tip에서의 막냉각 효율 산출에 압력감응 페인트(Pressure Sensitive Paint)를 이용하였다. Ahn 등⁽¹⁰⁾은 회전하는 터빈 블레이드 앞면에서의 막냉각 효율을 압력감응페인트를 이용하여 산출하였다. 이들은 회전수(2400rpm, 2550rpm, 3000rpm)와 분사비(0.5, 1.0, 2.0)를 달리하여 실험하였다.

몇몇의 연구자들은 전산유체역학 해석을 통하여 실험 데이터와 비교하였다. Yang등⁽¹¹⁾은 회전하는 터빈 블레이드 앞면에서 회전수와 분사비를 달리하여 전산유체역학 해석을 통하여 Ahn과 Han⁽¹⁰⁾의 결과와 비교하였다. Mahjoob와 Rahni⁽¹²⁾은 전산유체역학 해석을 통해 난류가 평판에서의 막냉각 효율에 미치는 영향에 대하여 분석하였다.

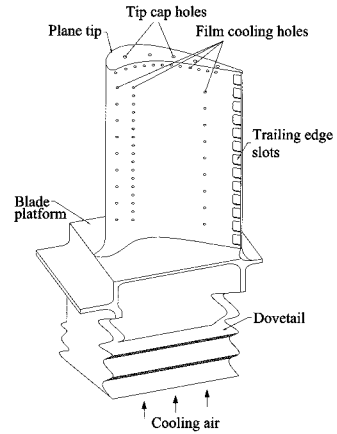


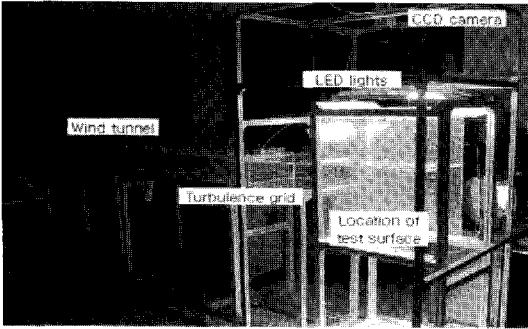
Fig. 1 Cooling technique used in a modern gas turbine blade

Lin 등⁽¹³⁾은 평판과 볼록한 면 그리고 오목한 면에서의 경사가 막냉각에 미치는 영향을 분석하였다. Miao등⁽¹⁴⁾은 오목한 면에서 각도(8°, 15°, 21°)를 변화시키면서 분사비에 따른 막냉각 효율을 분석하였다. Lutum등⁽¹⁵⁾은 볼록한 면에서의 막냉각 효율을 산출하였다. 이들은 주유동의 속도를 변화 시켜주면서 3가지 분사비를 적용시켜 실험하였다.

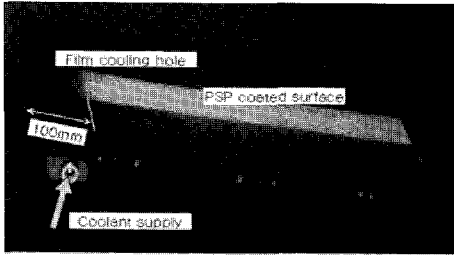
기존의 평판에서의 막냉각 연구는 주로 난류 강도의 영향이나 주유동 속도의 영향 등을 고려하였고, 유로의 확대 또는 축소의 영향은 대부분 막냉각이 적용되지 않는 면의 각도를 변화시키며 수행되었다. 본 연구에서는 확대 또는 축소 유로에서의 분사비가 막냉각 효율 분포에 미치는 영향을 분석하기 위해 압력감응페인트(PSP)를 이용하였다. 이를 위해 5가지 각도와 3가지 분사비를 적용하고 분사비가 막냉각 효율의 분포에 미치는 영향을 실험적으로 연구하였다.

2. 실험장치

Figure 2는 시험부를 나타낸 것으로 직경 5mm인 6개의 막냉각 홀을 5mm 간격으로 수평면에 30° 각도로 가공하였고 이때 홀의 길이 대 직경비는 2이다. 막냉각 효율 측정면에서 유동의 속도구배에 따른 막냉각 효율을 측정하기 위해 막냉각 측정면을 -5°에서 10°까지 5° 단위로 조절할 수 있도록 제작하였다. 시험부 상류에 난류 발생 그리드를 설치하여 시험부로 유입되는 공기의 난류 강도를 증가시킬 수 있도록 하였다. 주유동의 속도는 20m/s로 고정하였으며 시험부 입구



(a) Configuration of test facility



(b) Detailed view of measurement plane

Fig. 2 Configuration of test section

에서 열선유속계(Kanomax)로 측정된 난류 강도는 9.6 %였다. 시험부 위에는 PSP 산소 퀘칭을 유도하기 위한 조명과 PSP 방사 강도를 측정하기 위한 CCD 카메라를 장착하였다. 자세한 실험 장치의 구성은 Park등⁽¹⁶⁾에 설명되었다.

Figure 3은 실험 케이스를 나타낸 것으로, Case 1은 확대 또는 축소가 없는 경우이며, Case 2는 막냉각 측정면의 각을 변화시키는 경우이고, Case 3은 시험부 상판 각도를 조절하는 경우이다. 각각의 경우에 따라

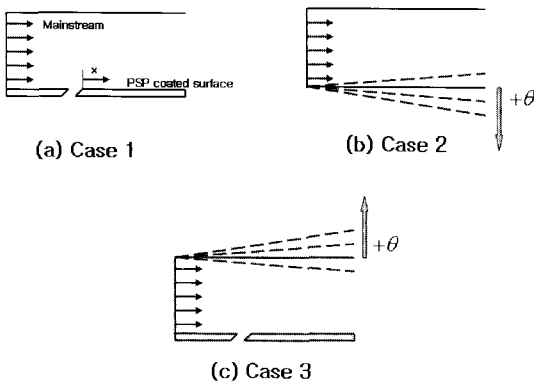


Fig. 3 Test cases

Eq. (1)로 정의 되는 분사비를 0.5, 1, 2로 변화시켜 막 냉각 효율을 측정하였으며, 각 분사비에서 홀 직경 기준으로 계산된 냉각 유체의 레이놀즈수는 각각 3300, 6600, 13200이었다.

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_\infty u_\infty} \quad (1)$$

여기서 M 은 분사비, ρ 와 u 는 속도와 밀도를 나타내며 첨자 c 와 ∞ 는 냉각유체와 주유동을 나타낸다.

3. 막냉각 효율 측정 이론

PSP에서 방사되는 빛의 강도의 변화에 따른 표면의 압력을 계산하는 방법은 다음과 같은 식으로 표현 할 수 있다.

$$\frac{I_{ref} - I_{blk}}{I_{air} - I_{blk}} = f\left(\frac{(P_{O_2})_{air}}{(P_{O_2})_{ref}}\right) \quad (2)$$

$$\frac{(P_{O_2})_{air}}{(P_{O_2})_{ref}} = \frac{(0.21 \times P)_{air}}{(0.21 \times P)_{ref}} = \frac{P_{air}}{P_{ref}} \quad (3)$$

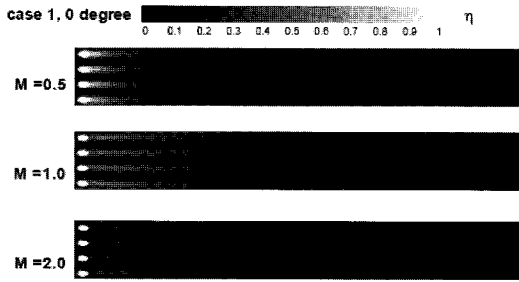
$$\frac{I_{ref} - I_{blk}}{I_{mix} - I_{blk}} = f\left(\frac{(P_{O_2})_{mix}}{(P_{O_2})_{ref}}\right) \quad (4)$$

$$\frac{(P_{O_2})_{air}}{(P_{O_2})_{ref}} = \frac{(0.21 \times P)_{air}}{(0.21 \times P)_{ref}} = \frac{P_{air}}{P_{ref}} \quad (5)$$

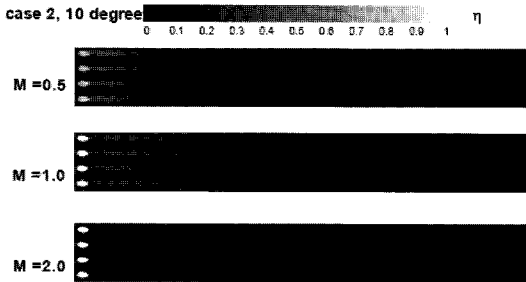
여기서 P 와 I 는 압력과 그 압력에서의 방사되는 빛의 압력이며 $I(ref, blk, air, mix)$ 는 Table 1의 막냉각 효율 산출의 필수적인 4가지 획득 조건에서의 방사되는 빛의 강도이다. 여기서 Black 이미지는 CCD 카메라 자체의 노이즈를 제거하기 위해 촬영하였다.

Table 1. Images required for film cooling measurement by PSP

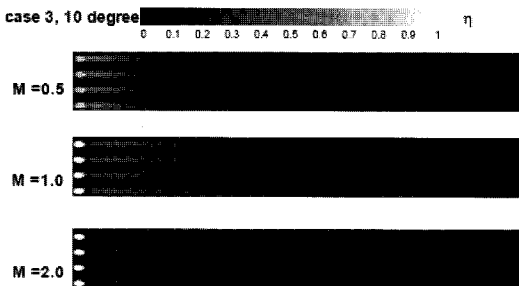
Images	Light	wind tunnel	coolant
black image	OFF	OFF	OFF
reference image	ON	OFF	OFF
air image	ON	ON	air
air/nitrogen image	ON	ON	nitrogen



(a) case 1(0°)



(b) case 2(10°)

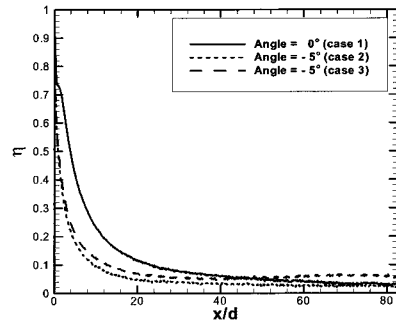


(c) case 3(10°)

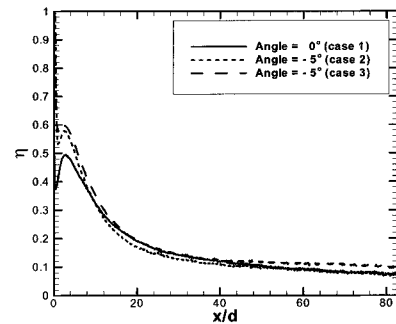
Fig. 4 Distribution of film cooling effectiveness

$(P_{O_2})_{air}$ 와 $(P_{O_2})_{mix}$ 는 각 획득 조건에 따른 방사하는 빛의 강도와 PSP의 방사강도와 압력 보정 결과를 이용해 얻은 산소의 분압($P_{O_2} = 0.21P$)이다. $(P_{O_2})_{air}$ 와 $(P_{O_2})_{mix}$ 의 측정을 위해 실험을 별도로 수행하였으며 동일한 실험조건을 확보를 위하여 조명과 풍동을 정지하지 않고 냉각유체를 바꾸어 각 냉각 유체의 경우에 대하여 실험을 수행하였다.

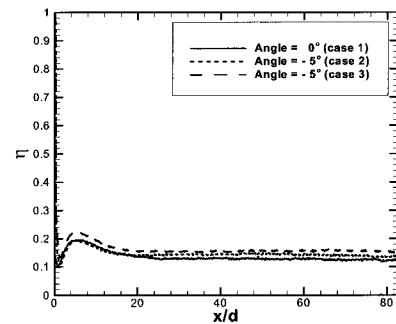
냉각 유체로 공기와 질소를 각각 분사하고 각각의 경우에 대한 산소 분압을 계산하면 Eq. 6을 이용하여 막냉각 효율 분포를 산출할 수 있다.



(a) M=0.5,



(b) M=1.0



(c) M=2.0

Fig. 5 Film cooling effectiveness along the center of hole

$$\eta = \frac{C_{O_{air}} - C_{O_{mix}}}{C_{O_{air}}} = \frac{(P_{O_2})_{air} - (P_{O_2})_{mix}}{(P_{O_2})_{air}} \quad (6)$$

여기서 η 는 막냉각 효율이며 $C_{O_{air}}$, $C_{O_{mix}}$ 는 냉각유체를 분사할 때 표면의 산소 농도이다. 질소를 냉각 유체로 분사한 경우 표면에 질소 막이 형성되므로 $(P_{O_2})_{mix}$ 는 0이 되고 막냉각 효율은 1이 된다.

막냉각 효율의 측정 오차는 PSP의 보정 오차와 CCD

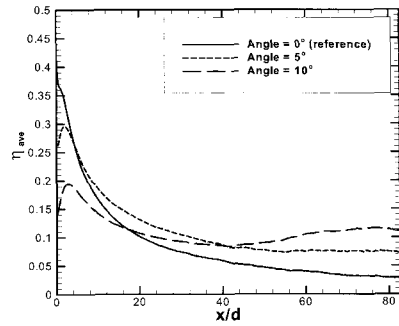
카메라로 측정되는 PSP 방사 강도의 측정 오차에서 기인된다. 두 오차는 Liu와 Sullivan[4]와 Dunn[17]가 제시한 방법으로 계산되었으며, 막냉각 효율이 0.635인 경우 결합된 측정 오차는 $\pm 2.26\%$ 로 계산되었다.

4. 실험결과

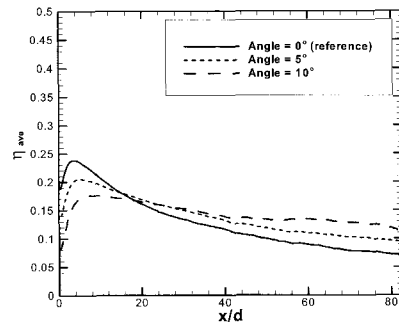
Figure 4의 (a), (b), (c)는 각각 case 1(0°), case 2(10°), case 3(10°)에 대한 막냉각 효율의 분포를 나타낸 것이다. 모든 경우에서 막냉각 유체의 효과가 선명하게 나타나 있다. 세 경우 모두 분사비가 0.5일 때는 막냉각 홀에서 가까운 부분에서 막냉각 효율이 크게 나타나지만 하류로 갈수록 감소하는 경향을 보였다. 이러한 경향은 낮은 분사비로 인해 냉각유체의 모멘텀이 작기 때문에 분사된 직후에는 주유동의 경계층 내에 냉각유체가 존재하여 높은 막냉각 효율을 나타내지만 하류로 진행할수록 주유동과 혼합되어 막냉각 효율이 낮아져 발생한다. 분사비가 2인 경우에는 냉각유체의 모멘텀이 높기 때문에 분사된 직후에는 주유동의 경계층을 뚫고 표면에서 멀리 이동하므로 막냉각 효율은 낮아지지만 하류에서 냉각유체가 표면에 재부착됨에 따라 막냉각 효율은 높은 경향을 보였다.

Figure 5의 (a), (b), (c)는 축소되는 유로($\theta = -5^\circ$)에서의 막냉각 홀 중심을 따른 막냉각 효율을 나타낸 것이다. 모든 분사비에서 분사홀 하류에서는 평판의 경우에 비해 유로가 축소되는 경우의 막냉각 효율이 약간 높게 나타났다. 분사비가 0.5 인 경우 유로 축소에 의한 주유동의 가속으로 실제 분사비는 입구 속도에 의해 정의된 분사비인 0.5보다 낮아지게 되고, 이에 의해 낮은 막냉각 효율을 나타내었다. 기존의 연구들에서 평판에서의 막냉각 효율은 분사비가 0.5에서 1사이인 경우가 가장 크게 나타나므로, 실제 분사비가 0.5 이하인 경우에는 분사비가 낮아지게 된다. 이러한 경향은 막냉각 측정면의 각도가 변하는 경우(case2)에서 약간 크게 나타났다. 분사비가 1인 경우도 실질 분사비는 1보다 작은 값을 갖게 되어 분사홀 근처에서 평판의 경우보다 높은 막냉각 효율을 보였고, 이러한 영향은 시험부 상판의 각도가 변할 때 약간 크게 나타났다. 분사비가 2인 경우에는 세 경우 모두 유사한 경향과 값을 나타내었는데, 이것은 분사된 냉각 유체의 모멘텀이 커서 주유동의 가속에 의한 영향을 거의 받지 않기 때문으로 판단된다.

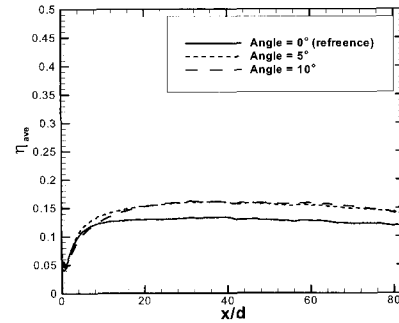
Figure 6의 (a), (b), (c)는 확대되는 유로에서 막냉



(a) M=0.5



(b) M=1.0



(c) M=2.0

Fig. 6 Span averaged film cooling effectiveness (case 2)

각 측정면의 각도가 변하는 경우(case2)에 대해 분사비에 따른 스펀 방향 평균 막냉각 효율을 나타낸 것이다. 분사비가 0.5와 1인 경우, 측정면의 확대 각도가 증가할수록 홀 근처에서 평균 막냉각 효율은 감소하지만 분사비가 2.0인 경우에는 분사 홀 근처의 막냉각 효율의 차이는 크지 않았다. 측정면의 확대 각도가 커질수록 분사된 냉각 유체가 표면에 떨어질 (lift off) 될 가능성이 커지게 되고, 이에 의해 홀 근처의 막냉각 효율은 작아지게 된다. 하지만 분사비가 2.0인 경우

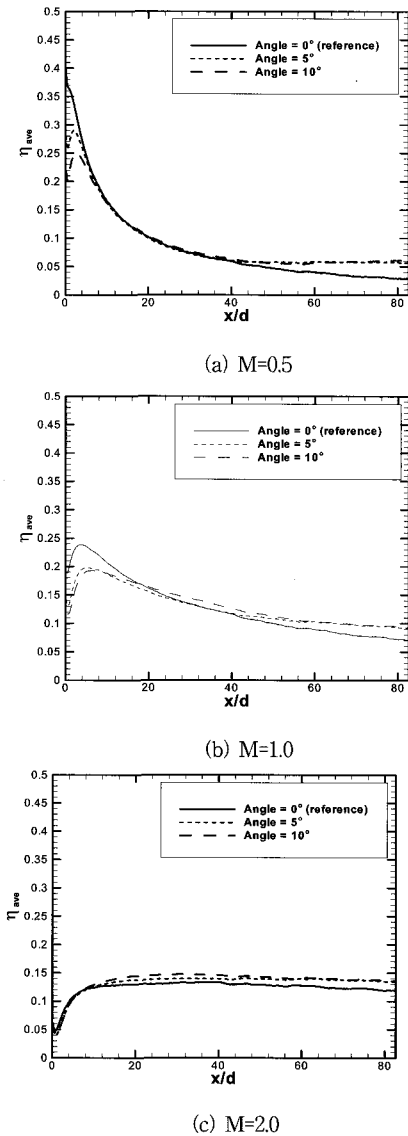


Fig. 7 Span averaged film cooling effectiveness (case 3)

에는 확대 각도에 관계없이 냉각 유체의 강한 모멘텀에 의해 냉각 유체가 주유동의 경계층을 뚫고 멀어지기 때문에 확대 각도의 영향이 작은 것으로 판단된다. 모든 분사비에 대해 하류에서의 막냉각 효율은 확대 각도가 커질수록 커지는 경향이 있는데, 확대 각도가 커질수록 측정 표면 근처의 주유동 속도는 감소하게 되고, 재부착된 냉각유체의 상대적인 양이 주유동에 비해 증가하게 발생하는 것이다.

Figure 7의 (a), (b), (c)는 시험부 상판을 확대하는

경우(case 3)에 대해 스펀 방향 평균된 막냉각 효율을 나타낸 것이다. 측정 표면이 확대되는 경우(case 2)에 비해 각도의 영향이 상대적으로 작은 것을 볼 수 있고, 분사비 0.5인 경우를 제외하면 평행 유로(case 1)와 유사한 결과를 나타낸다. 분사비가 0.5인 경우에는 낮은 냉각 유체의 모멘텀으로 인해 유동 속도의 감속에 의한 영향이 상대적으로 커지지만 분사비가 커질수록 평균 막냉각 효율은 상판의 각도에 거의 영향을 받지 않는 것을 알 수 있다.

5. 결론

이 논문에서는 압력감응페인트를 이용하여 유로가 축소 또는 확대되는 영역에서 막냉각 효율을 측정하였다. 실험은 막냉각 효율 측정면을 $-5^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 까지 변화시키거나 막냉각 효율이 측정되지 않는 면을 $-5^{\circ} \sim 10^{\circ}$ 까지 변화하며 수행되었고, 분사비는 0.5~2.0으로 변화하였다. 실험 결과를 바탕으로 도출한 결론은 다음과 같다.

- 1) 유로가 축소될 때, 분사비가 1 이상인 경우의 막냉각 효율은 측정면 또는 반대면의 각도 변화에 큰 영향을 받지 않았다.
- 2) 측정면의 각도를 변경하여 유로가 확대되는 경우, 확대 각도가 커짐에 따라 홀 근처의 막냉각 효율은 작아졌지만 하류에서는 상대적인 분사비의 증가에 따라 막냉각 효율이 크게 나타났다.
- 3) 측정면 반대 판의 각도를 변경하여 유로가 확대되는 경우, 분사비가 커짐에 따라 평균 막냉각 효율에 대한 각도의 영향은 감소하였다.

후 기

이 논문은 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성품 개발사업 (KARI주관) 및 2008년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임. (NO. R01-2008-000-11406-0)

참고문헌

- (1) Han, J. C., Dutta, S., and Ekkad, S. V., 2000, Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology, Taylor & Francis, New York.
- (2) Kwak, J. S., and Han, J. C., 2002, "Heat transfer

- Coefficient and Film-Cooling effectiveness on the Squealer Tip of a Gas turbine Blade." ASME Paper GT-2002-30555.
- (3) Kim. Y. M., Coon. C. and Moon. H. G., 2005, "Film-Cooling Characteristic of Pressure-Side Discharge Slot in an Accelerating Mainstream Flow," ASME Turbo Expo Paper GT2005-69061.
- (4) T. Liut, J. P. Sullivan, 2005, Pressure and Temperature Sensitive Paint, Springer.
- (5) Morris, M., Donovan, J., Schwab, S., Levy, R., and Crites, R., 1995, "Aerodynamic Applications of Pressure Sensitive Paint," AIAA paper No. 92-0264.
- (6) McLachlan, B., and Bell, J., 1995, "Pressure Sensitive Paint in Aerodynamic Testing," EXP. Therm. Fluid Sci., 10, pp. 470~485.
- (7) Zhang, L. J., and Fox, M., 1999, "Flat Plate Film cooling Measurement Using PSP and Gas Chromatography Techniques," Proc. Fifth ASME/JSME Joint Thermal engineering Conference, San Diego, CA.
- (8) Zhang, L. J., Blatz, M., Pudupatty, R., and Fox, M., 1999, "Turbine Nozzle Film Cooling Study Using the Pressure Sensitive Paint(PSP) Technique," ASME Paper No. 99-GT-196.
- (9) Ahn, J. Y., S. Mhetras., Han, J. C., 2004, "Film-Cooling Effectiveness On a Gas Turbine Blade Tip Using Pressure Sensitive Paint," ASME Paper No. GT2004-53249.
- (10) Ahn. J. Y., Schoberir. M. T., Moon. H. G. and Han. J. C., "Effect of rotation on leading edge region film cooling of a gas turbine blade with three rows of film cooling holes," Int. J. Heat Mass Transfer 50 (2007) 15-25.
- (11) Yang. H., Chen. C. H., Moon. H. G. and Han. J. C., "Film-Cooling Prediction on Rotor Blade Leading edgein 1-1/2 Turbine stage," J. Thermophysics and Heat transfer Vol. 22, No. 2., (2008).
- (12) Mahjoob. S. and Mohammad. T. R., 2004, "Computational Study of Parameters Affecring Turbulent Flat Plate Film Cooling," ASME Turbo Expo, Paper No. GT-2004-53027.
- (13) Lin. Y. L. and Shin. T. I-P., 1999, "Film Coling over Flat, Convex, and Concave Surface," AIAA Paper No. A99-16245.
- (14) Miao. J. M., and Wu. C. Y., Conjugate Heat Transfer Analysis of a Fan-Shaped Film Cooled Concave Composite Plate, AIAA Paper NO. 2006-3405.
- (15) Lutum. E., Wolfersdorf. J., Semmler. K., Dittmar. J., and Weigand. B., "An experimental investigation of film cooling on a convex surface subjected to favourable pressure gradient folw," Int. J. Heat Mass Transfer 44 (2001) 939-951.
- (16) Park. S. D., Lee. K. S. Cha. B. J., and Kwak. J. S., "Measurement of the Film Cooling Effectiveness on a Flat Plate using Pressure Sensitive Paint," AJCPP, Gyeong-ju Korea.
- (17) Dunn, P. F., 2004, "Measurement and Data Analysis for Engineering and Science," McGraw-Hill.