

PSP를 이용한 15° 반와류 홀과 30-7-7 팬형상 홀의 막냉각 효율 비교 연구

김예지* · 박순상* · 이동호** · 곽재수*†

Comparative Study on the Film Cooling Effectiveness of 15° Angled Anti-Vortex Hole and 30-7-7 Fan-Shaped Hole Using PSP Technique

Ye Jee Kim*, Soon Sang Park*, Dong Ho Rhee**, Jae Su Kwak*†

Key Words : Film Cooling(막냉각), Film Cooling Effectiveness(막냉각 효율), Gas Turbine(가스터빈), Pressure Sensitive Paint(압력감응페인트)

ABSTRACT

The various film cooling hole shapes have been proposed for effective external cooling of gas turbine blade. In this study, the film cooling effectiveness by three different hole shapes (cylindrical hole, 15° angle anti-vortex hole, 30-7-7 fan-shaped hole) were examined experimentally. Pressure Sensitive Paint (PSP) technique was used to measure the film cooling effectiveness. The coolant to mainstream density ratio was 1.0 and three blowing ratios of 0.5, 1.0, and 2.0 were considered. Results clearly showed that the effect of hole shape on the distribution of film cooling effectiveness. For the cylindrical hole case, the film cooling effectiveness decreased remarkably as the blowing ratio increased due to the jet lift off. Because of large hole exit area and low coolant momentum, the 30-7-7 fan-shaped hole case showed the highest film cooling effectiveness at all blowing ratio, followed by the anti-vortex hole case.

기호 설명

C	산소 질량 분율 (mass fraction)
P	정압 [Pa]
W	분자량 [$kg/k \cdot mol$]
I	빛의 강도
M	분사량

하첨자

mix	공기-분사유체 혼합물
air	공기
fg	분사유체
O_2	산소
ref	기준 상태(주 유동 부재)

그리스문자

η	막냉각 효율
α	분사 각도

1. 서론

재료의 허용 사용온도를 초과하여 운용되고 있는 현대 가스 터빈의 블레이드는 적절한 냉각 기법의 적용을 필요로 한다. 가스 터빈 블레이드와 구성품의 대표적인 외부 냉각법의

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부(School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University)

** 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

† 교신저자, E-mail : jskwak@kau.ac.kr

로는 막냉각(film cooling)기법이 사용되고 있다. 막냉각이란 주유동 온도에 비해 상대적으로 낮은 온도의 냉각 유체를 분사시켜 고온으로부터 표면을 보호하는 방법이다.⁽¹⁾ 막냉각 효율에 큰 영향을 미치는 인자로는 분사비, 밀도비가 있지만 막냉각 홀의 배열, 설치 위치, 형태 등 기하학적 요소 또한 매우 중요한 인자이다. 한정된 냉각 유체의 유량으로 최대의 막냉각 효율을 얻기 위해 막냉각 홀의 형상은 단순한 원통형(Cylindrical) 홀에서 주 유동과 평행하지 않게 분사되는 복합각도(Compound angle)홀, 부채꼴로 입구를 확장시킨 팬형상(fan-shaped)홀까지 변화해왔다. 원통형 홀은 다양한 막냉각 홀 형상 중 가장 기본적인 홀로써, 분사비가 커지면 막냉각 유체가 부유되어 막냉각 효율이 저하되는 특징을 갖는다.⁽²⁾ 원통형 홀에서 분사된 막냉각 유체와 주유동의 상호작용은 콩팥 와류(Kidney vortex)를 발생시키고, 이와류는 분사 유체를 표면으로부터 분리를 촉진하기 때문에 막냉각 효율이 낮아진다.⁽³⁾ 막냉각 효율을 개선하고자 제안된 반와류 홀(Anti-Vortex)은 주 막냉각 홀에 의해 발생하는 콩팥와류의 회전 방향과 반대되는 회전 방향의 와류를 형성시켜 콩팥와류를 상쇄시킬 수 있는 보조 막냉각 홀로 구성되어 있다. 반와류 홀에 대한 연구는 Heidmann 등⁽⁴⁾에 의해 진행되면서 최근까지 꾸준히 연구되고 있다.⁽⁵⁾ 반와류 홀의 기하학적 설계 인자 중 주 막냉각 홀과 보조 막냉각 홀의 각도는 콩팥 와류 상쇄에 큰 영향을 미치는 인자이기 때문에 이 각도에 대한 막냉각 효율 비교가 압력감응페인트 기법을 통해 실험적으로 연구되었다.⁽⁶⁾ Dhungel 등⁽⁷⁾은 IR 카메라(Infrared camera) 기법을 이용해 보조 막냉각 홀의 상대적인 위치와 각도에 따른 막냉각 효율 분포에 대해 연구하였다.

팬형상 홀에 대한 연구는 Goldstein 등⁽⁸⁾에 의해 이루어진 원통형 홀과 확장 각도를 갖는 팬형상 홀의 막냉각 효율 비교 연구를 시작으로 최근에는 수치해석적 연구를 비롯하여 홀의 각도에 대한 상관식 도출까지 활발하게 진행되고 있다.⁽⁹⁾ 팬형상 홀의 특징은 막냉각 홀 출구를 입구에 비해 확장시킨 다는 것이다. 팬형상 홀의 확장된 출구는 냉각 유체의 모멘텀을 감소시키고 냉각 유체의 표면으로부터의 부유(lift-off)를 억제시켜 막냉각 효율을 높일 수 있다. Thole 등⁽¹⁰⁾은 실험적으로 팬형상 홀 주변의 유동장을 측정하였다. 보다 안정적인 막냉각 유체의 부착을 위해 횡방향 확장각을 갖는 단순한 팬형상 홀 뿐만 아니라 유동방향으로 확장각도를 갖는 laidback 팬형상(laidback fan-shaped)홀이 제안되었고 팬형상 홀과의 실험적 비교 연구가 수행되었다.⁽¹¹⁾ Brauckmann 등⁽¹²⁾은 IR 카메라 기법으로 복합각도를 갖는 laidback 팬형상 홀의 막냉각 효율 비교를 하였다. Bunker⁽¹³⁾는 전반적인 막냉각 홀 형상과 이에 따른 막냉각 효율에 대하여 정리하였다.

본 연구에서는 콩팥 와류의 형성을 감소시키는 반와류 홀과 분사 유체의 출구 모멘텀을 효과적으로 감소시켜 부유를

억제하는 laidback 팬형상 홀의 막냉각 효율을 실험적으로 비교하였다. 비교를 위해 기존 형상인 원통형 홀의 막냉각 효율도 측정하였다. 실험에 사용된 30-7-7 laidback 팬형상 홀의 형상은 Schroeder 등⁽¹⁴⁾이 제안한 등근 모서리의 팬형상 홀이다. 실험은 밀도비(M)가 1.0일 때 분사비(BR)를 각각 0.5, 1.0, 2.0로 변화시키며 진행하였으며 막냉각 효율 측정 방법으로는 압력감응페인트(Pressure Sensitive Paint, PSP) 기법⁽¹⁵⁻¹⁶⁾을 사용하였다.

2. 막냉각 효율 측정

2.1 압력감응페인트(Pressure Sensitive Paint)기법

2.1.1 막냉각 효율 측정 이론

압력감응페인트는 발광분자와 산소투과성 폴리머 바이너로 이루어져있는 물질이다. 페인트 속의 발광분자가 자외선 영역의 특정 파장대 빛을 흡수하면 에너지 준위가 높아지고 이 높아진 에너지는 긴 파장의 빛을 발광하여 원상태로 돌아간다. 하지만 발광분자가 산소 분자와 충돌하면 빛의 방사가 불가능하게 된다. 이렇게 산소분자에 따라 에너지 방사 형태를 달리하는 원리를 산소 켄칭(oxygen quenching)이라고 한다.⁽¹⁷⁾ 따라서 산소 켄칭의 원리를 따르는 PSP를 이용하면 표면의 산소 분압에 따라 막냉각 효율 분포를 구해낼 수 있다.

식(1)의 표현은 Charbonnier 등⁽¹⁸⁾이 유도하고 Narzary 등⁽¹⁹⁾에 의해 사용된 것으로 PSP를 이용해 막냉각 효율을 측정하는 수식을 제시하고 있다. 식(1)에서 P 는 정압이고 W_{fg} 는 막냉각 홀을 따라 분사되는 분사유체의 분자량을 의미한다. 즉, PSP를 통한 막냉각 효율의 계산은 표면의 압력비와 분사유체와 공기의 밀도비를 통해 구해낼 수 있다. 자세한 수식의 유도과정 및 PSP 사용의 제한사항 등은 Han 등⁽¹⁷⁾의 연구에서 제시하고 있다.

$$\eta = \frac{C_{mix} - C_{air}}{C_{fg} - C_{air}} = \frac{(P_{O_2})_{air} - (P_{O_2})_{mix}}{(P_{O_2})_{air}} = 1 - \frac{1}{\left(1 + \left(\frac{P_{O_2w}}{P_{O_2ref}} - 1\right) \frac{W_{fg}}{W_{air}}\right)}$$
 (1)

2.1.2 압력감응페인트의 보정

PSP가 방사하는 빛의 세기와 표면 압력비는 식(2)와 같이 반비례한다.⁽¹⁹⁾ 여기서, I_{ref} 는 유동이 없는 상태에서의 PSP 방사강도이고, I_{blk} 은 카메라 CCD의 자체 노이즈를 고려하기 위해 조명이 없는 상태에서 측정된 PSP 방사강도이다.

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

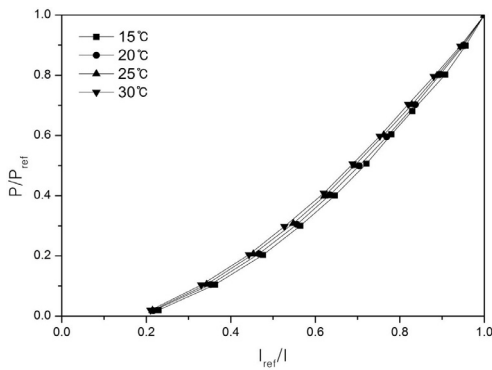


Fig. 1 Calibration curves of PSP

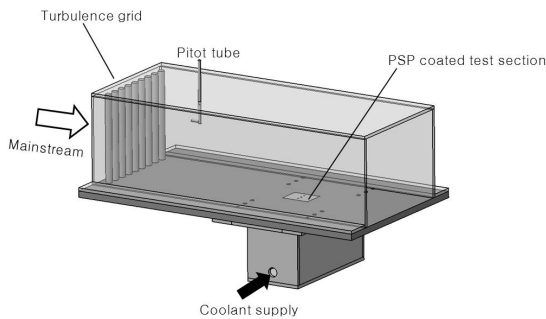


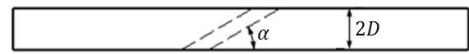
Fig. 2 Schematic of test section

PSP의 보정 실험을 통해 발광하는 빛의 세기와 산소 분압에 대한 관계식을 얻을 수 있다. 본 연구에서는 자체 제작한 PSP 보정 장치를 이용하여 보정 실험을 수행하였으며, 실험에 사용된 PSP(Uni-FIB 400)의 압력비와 빛의 방사강도 간의 상관 관계를 Fig. 1과 같이 도출하였다. PSP의 방사 강도는 압력 뿐만 아니라 주변 온도에도 영향을 받는다. 따라서 여러 온도에서 보정 실험을 실시하여 실험 조건에 상응하는 관계식을 채택하고 실험 결과 처리에 반영하였다.

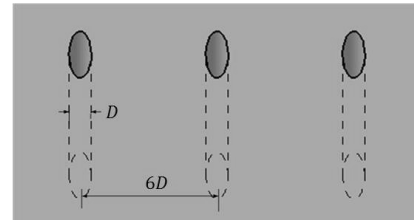
2.2 실험 장치

Fig. 2는 본 연구에서 사용된 실험 장치의 형상을 나타낸 것이다. 주유동의 난류 강도를 조절하기 위해 시험부 상류에 난류 그리드를 설치하였으며 시험부로부터 10 cm 상류에서 열선유속계로 측정된 주유동의 난류 강도는 7%였다. 주유동의 속도는 피토크로 측정하였고, 15 m/s로 고정하였다. 분사 유체로는 질소를 사용하여 냉각유체와 주유동의 밀도비를 1.0으로 근사하였다. 시험부 상단에서 자체 제작한 400 nm 파장대의 UV LED를 조사하였고 표면의 산소 분압에 따라 PSP가 방사하는 빛의 강도는 CCD 카메라(pco, 1600)으로 촬영하였다.

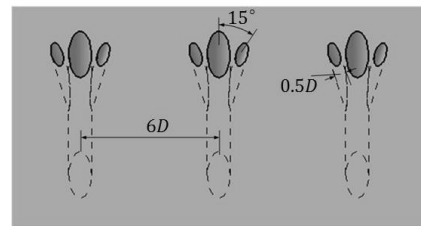
실험에서 사용한 세 가지 홀의 형상이 Fig. 3에 제시되어 있다. 홀은 총 3개를 한 세트로 구성하였고 홀 입구의 직경(D)은 모두 3 mm로 주유동과 이루는 분사각도(α)는 30°이



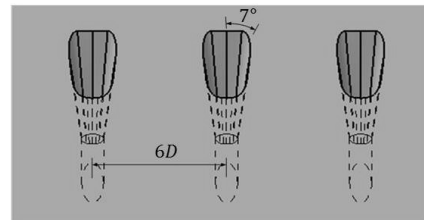
(a) Side view of cylindrical hole



(b) Cylindrical hole



(c) 15° Anti-Vortex hole



(d) 30-7-7 Fan-shaped hole



(e) Side view of 30-7-7 Fan-shaped hole

Fig. 3 Geometrical configurations of three different holes

다. Fig. 3(a)와 (b)는 원통형 홀을 나타낸 것으로, 홀 간의 간격은 직경의 6배로 제작하였다. Fig. 3(c)은 반와류 홀을 나타낸 것으로, 보조 막냉각 홀의 직경은 주 막냉각 홀의 절반인 1.5 mm이다. Fig. 3(d)과 Fig. 3(e)에서 제시하고 있는 laidback 팬형상 홀의 경우 횡방향 확장각도가 7°, 유동방향 확장각도가 7°이고, 본 연구에서는 이 홀의 명칭을 30-7-7 팬형상 홀로 명명하였다. 모든 막냉각 홀 시편은 3D 프린팅을 통해 제작하였다.

3. 실험 결과

Fig. 4는 분사비 1.0에서의 막냉각 효율 측정 결과를 나타낸 것이다. 그림에서 점선은 평균 막냉각 효율을 계산하기 위한 영역을 표시한 것이다. Fig. 4(a)는 원통형 홀 경우의 막냉각 효율 분포를 나타낸 것으로, 홀 출구 근방에서 막냉각 유체의 부유(lift-off)에 의해 낮은 막냉각 효율 분포가 나타나는 것을 확인할 수 있다. 하류에서는 막냉각 유체의

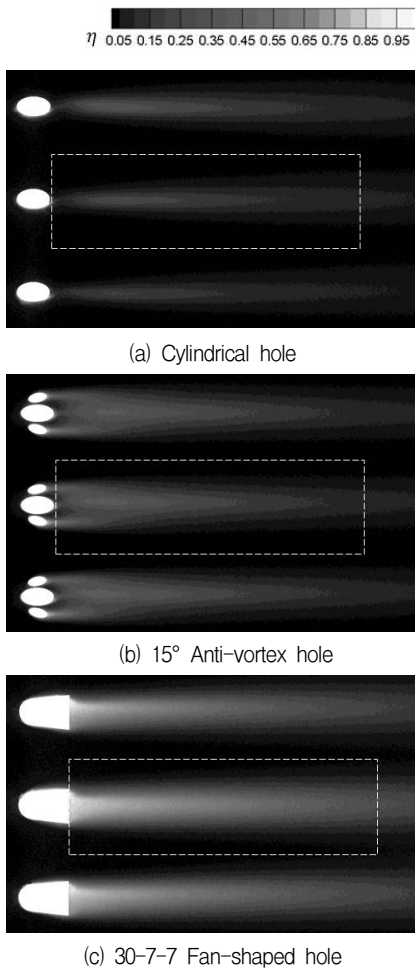


Fig. 4 Distributions of film cooling effectiveness ($M=1.0$)

재부착에 의해 상대적으로 높은 막냉각 효율을 보이기도 하지만, 전반적으로 하류로 갈수록 매우 낮은 막냉각 효율을 나타냄을 알 수 있다. Fig. 4(b)는 15° 각도를 갖는 반외류 홀 경우의 막냉각 효율 분포를 나타낸 것으로, 원통형 홀 경우에 비해 높은 막냉각 효율을 보이고 있다. 이는 반외류 홀이 공괄 외류를 약화시켜 막냉각 유체의 부유를 줄였기 때문이다.⁽²⁰⁾

30-7-7 팬형상 홀 경우의 막냉각 효율 분포를 나타내는 Fig. 4(c)는 다른 형상의 홀보다 더 균일하고 넓은 막냉각 효율 분포를 갖는 결과를 보였다. 이는 홀 출구를 확장시킴으로써 분사되는 유체의 모멘텀을 감소되어 냉각유체의 부유를 억제하였기 때문이다.

Fig. 4의 결과는 같은 분사비, 즉 동일한 유량을 분사하였을 때 반외류 홀과 30-7-7 팬 형상 홀의 막냉각 분사 유체가 원통형 홀의 경우보다 횡방향으로 더 넓게 분포한다는 것을 보여주고 있다. 이로써 확장된 출구를 갖는 막냉각 홀이 원통형 홀에 비해 개선된 막냉각 효율을 나타냄을 알 수 있다.

Fig. 5는 주유동과 나란한 방향으로 원통형 홀의 중앙을 따라 추출한 막냉각 효율 분포로, 분사비가 각각 0.5, 1, 2의

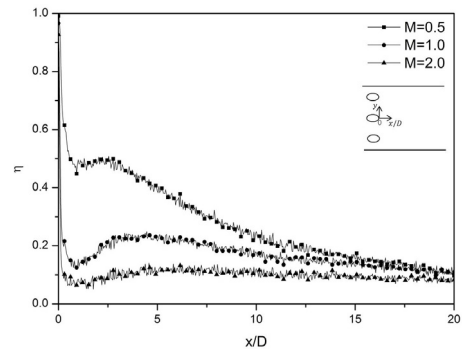
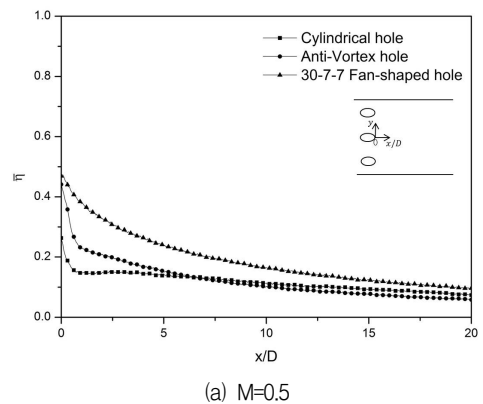
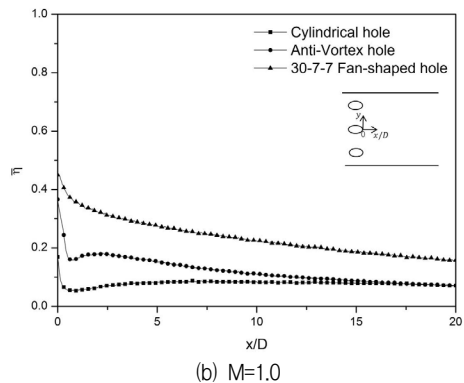


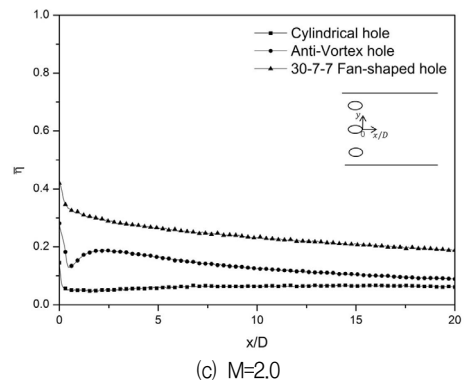
Fig. 5 Centerline film cooling effectiveness for cylindrical hole



(a) $M=0.5$



(b) $M=1.0$



(c) $M=2.0$

Fig. 6 Laterally averaged film cooling effectiveness for film cooling holes

경우를 나타낸 것이다. 분사비가 큰 경우, 냉각 유체의 부유에 의해 홀 출구 부근 ($0 < x/D < 1.5$)에서 막냉각 효율이

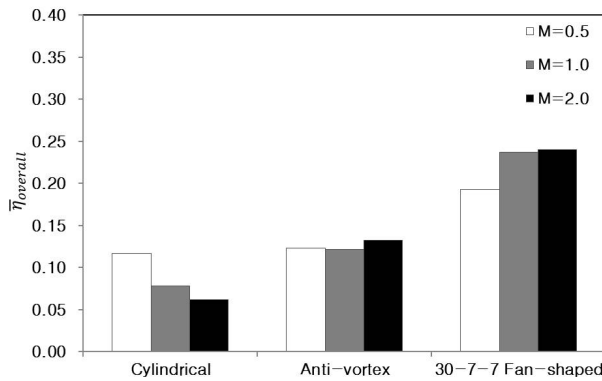


Fig. 7 Overall averaged film cooling effectiveness

급격하게 감소하는 것을 볼 수 있다. 부유된 막냉각 유체가 재부착되는 영역 ($x/D = 3 \sim 5$)의 막냉각 효율이 다소 증가하는 경향을 보이지만, 하류로 갈수록 막냉각 효율은 점점 낮아지는 것을 알 수 있다.

Fig. 6은 세 형상의 홀에 대해 횡방향(y)으로 평균된 막냉각 효율을 나타낸 것이다. 횡방향 평균 영역은 Fig. 4에 점선으로 표시하였으며, 홀을 중심으로 좌우 횡방향 각각 3D 씩 총 6D의 폭을 갖는다. Fig. 6(a)는 분사비가 0.5인 경우의 평균 막냉각 효율을 나타낸 것으로, 본 연구에서 실험한 가장 낮은 분사비의 경우이다. 30-7-7 팬형상 홀이 모든 측정 영역에서 가장 높은 평균 막냉각 효율을 보였다. 홀 부근 ($x/D < 7$)에서는 반외류 홀이 원통형 홀보다 높은 막냉각 효율을 보였지만, 하류에서는 세 홀 모두 유사한 값의 낮은 막냉각 효율을 나타냈다.

Fig. 6(b)는 분사비 1.0인 경우의 횡방향 평균 막냉각 효율로, 전체 측정영역에서 30-7-7 팬형상이 가장 높은 막냉각 효율을 보였고, 반외류 홀이 원통형 홀 보다 높은 막냉각 효율을 보였다.

가장 높은 분사비($M=2.0$)인 Fig. 6(c)에서 원통형 홀은 전체적으로 0.1 이하의 낮은 평균 횡방향 막냉각 효율을 나타냈다. 반외류 홀의 경우 공팔 외류의 약화와 홀 출구 면적 증가에 의한 실질 분사비 감소 효과로 홀 출구 근방 영역 ($0 < x/D < 5$)에서 원통형 홀에 비해 2배 이상 높은 횡방향 평균 막냉각 효율을 나타냈다. 전체적인 막냉각 효율은 $M=1.0$ 인 경우(Fig. 6(b))와 유사한 경향을 보였다.

Fig. 7은 각 막냉각 홀에 대해, 분사비에 따른 전체 평균된 막냉각 효율을 나타낸 것이다. 전체 평균은 Fig. 4에 점선으로 나타낸 영역에서 계산되었다. 원통형 홀의 경우, 분사비가 증가함에 따라 전체 평균 막냉각 효율은 감소하는 경향을 보였다. 이는 분사비 증가에 따른 막냉각 유체의 모멘텀 증가로 막냉각 유체가 바닥면에서 부유되기 때문이다. 반외류 홀의 경우, 전체 평균 막냉각 효율은 분사비 증가가 증가함에 따라 비슷하거나 약간 증가하는 경향을 보였다. 반외

류 홀의 전체 평균 막냉각 효율은 원통형 홀보다 높았지만 30-7-7 팬형상 홀보다는 낮은 값을 보였다.

모든 분사비에서 30-7-7 팬형상 홀이 가장 높은 막냉각 효율을 보였고, 분사비가 증가함에 따라 막냉각 효율도 증가하는 경향을 보였다. 유로 면적의 증가에 따라 냉각유체의 모멘텀이 낮아지고, 이에 의해 막냉각 유체가 바닥면 부근에 머물게 되어 높은 막냉각 효율을 보였다.

4. 결론

본 연구에서는 원통형 홀과 15° 각도를 갖는 반외류 홀, 유동방향과 횡방향으로 7°의 확장각도를 갖는 팬형상 홀의 막냉각 효율을 실험적으로 비교하였다. 측정 결과를 바탕으로 한 결론은 다음과 같다.

- 1) 원통형 홀의 경우 분사비가 증가함에 따라 홀 중앙을 따라 추출된 막냉각 효율이 급격하게 감소한다.
- 2) 모든 분사비에 대하여 반외류 홀이 원통형 홀 보다 개선된 막냉각 효율을 나타냈다.
- 3) 또한 모든 분사비에 대하여 30-7-7 팬형상 홀이 반외류 홀에 비해 높은 막냉각 효율을 나타냈다.
- 4) 분사비가 증가함에 따라 원통형 홀은 평균 막냉각 효율이 감소하나 반외류 홀은 약간 증가했다. 30-7-7 팬형상 홀은 분사비 1.0과 2.0에서 큰 차이를 나타내지 않았다.

실험에 사용된 30-7-7 팬형상 홀은 막냉각 효율이 전범위에 걸쳐 가장 우수하나 가공이 어렵다는 단점이 있다. 상대적으로 제작이 용이한 반외류 홀의 형상이 최적화된다면 팬형상 홀과 유사한 막냉각 효율을 보일 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 2015년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2015R1A2A2A01002636).

References

- (1) Goldstein, R. J., 1971, "Film Cooling," *Advances in Heat Transfer*, Vol. 7, pp. 321~379.
- (2) Goldstein, R. J., Eckert, E. R. G., and Ramsey, J. W., 1968, "Film Cooling With Injection Through Holes: Adiabatic Wall Temperatures Downstream of a Circular Hole," *J. Eng. Power*, Vol. 90, No. 4, pp. 384~393.
- (3) Haven, B. A., Yamagata, D. K., Kurosaka, M., Yamawaki, S., and Maya, T., 1997, "Anti-Kidney Pair or Vortices in Shaped Holes and Their Influence on

- Film Cooling Effectiveness,” ASME Paper 97-GT-045.
- (4) Heidmann, J. D., 2008, “A Numerical Study of Anti-Vortex Film Cooling Designs at High Blowing Ratio,” ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, Paper NO. GT2008-50845.
 - (5) Kim, J. H., Kim, S. M., and Kim, K. Y., 2014, “Effects of Geometry of Anti-Vortex Holes on Film-Cooling Effectiveness,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 17, No. 2, pp. 12~23.
 - (6) Park, S. S., Park, J. S., Lee, S. H., Moon, Y. G., and Kwak, J. S., 2014, “Effect of Anti-Vortex Hole Angle on the Flat Plate Film Cooling Effectiveness,” The KSFM Journal of Fluid Machinery, Vol. 17, No. 5, pp. 5~10.
 - (7) Dhungel, A., Lu, Y., Phillips, W., Ekkad, S. V., and Heidmann, J., 2007, “Film Cooling From a Row of Holes Supplemented With Anti Vortex Holes,” ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air, Paper NO. GT2007-27419.
 - (8) Goldstein, R. J. and Eckert, E. R. G., 1972, “Effect of Hole Geometry and Density on Three-Dimensional Film Cooling,” Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 17, No. 5, pp. 595~607.
 - (9) Colban, W. F., Thole, K. A., and Bogard, D., 2011, “A Film-Cooling Correlation for Shaped Holes on a Flat-Plate Surface,” J. Turbomach., Vol. 133, Iss. 1, Paper NO. 011002(1-11).
 - (10) Thole, K., Gritsch, M., Schulz, A., and Wittig, S., 1996, “Flowfield Measurements for Film-Cooling Holes With Expanded Exits,” ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, Paper NO. 96-GT-174.
 - (11) Saumweber, C., Schulz, A., and Wittig, S., 2002, “Free-Stream Turbulence Effects on Film Cooling With Shaped Holes,” ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air, Paper NO. GT2002-30170.
 - (12) Brauchmann, D. and von Wolfersdorf, J., 2005, “Influence of Compound Angle on Adiabatic Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer Coefficient for a Row of Shaped Film Cooling Holes,” ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air, Paper NO. GT2005-68036.
 - (13) Bunker, R. S., 2005, “A Review of Shaped Hole Turbine Film Cooling Technology,” ASME, J. Heat Transfer, Vol. 127, No. 4, pp. 441~453.
 - (14) Schroeder, R. P. and Thole, K. A., 2014, “Adiabatic Effectiveness Measurements for a Baseline Shaped Film Cooling Hole,” ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Paper NO. GT2014-25992.
 - (15) Narzary, D. P., Liu, K. C., Rallabandi, A. P., and Han, J. C., 2011, “Influence of Coolant Density on Turbine Blade Film-Cooling Using Pressure Sensitive Paint Technique,” ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air, Paper No. GT2010-22781.
 - (16) Park, S. D., Lee, K. S., Kim, H. B., Kwak, J. S., and Kim, J. H., 2008, “Measurement of the Film Cooling Effectiveness on a Flat Plate using Pressure Sensitive Paint,” The Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 12, No. 5, pp. 67~72.
 - (17) Han, J. C. and Rallabandi, A., 2010, “Turbine Blade Film Cooling Using PSP Technique,” Frontiers in Heat and Mass Transfer(FHMT), 1-013001.
 - (18) Charbonnier, D., Ott, P., Jonsson, M., Cottier, F., and Kobke, T., 2009, “Experimental and Numerical Study of the Thermal Performance of a Film Cooled Turbine Platform,” ASME Turbo Expo 2009: Power for Land, Sea, and Air, Paper No. GT2009-60306.
 - (19) Gao, Z., Narzary, D., and Han, J. C., 2009, “Turbine Blade Platform Film Cooling With Typical Stator-Rotor Purge Flow and Discrete-Hole Film Cooling,” ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air, Paper No. GT2008-50286.
 - (20) Park, S. S., Moon, Y. G., Park, J. S., and Kwak, J. S., 2016, “Effect of Anti-Vortex Hole Angle on the Film Cooling Effectiveness,” accepted for publication in Heat Transfer Research.